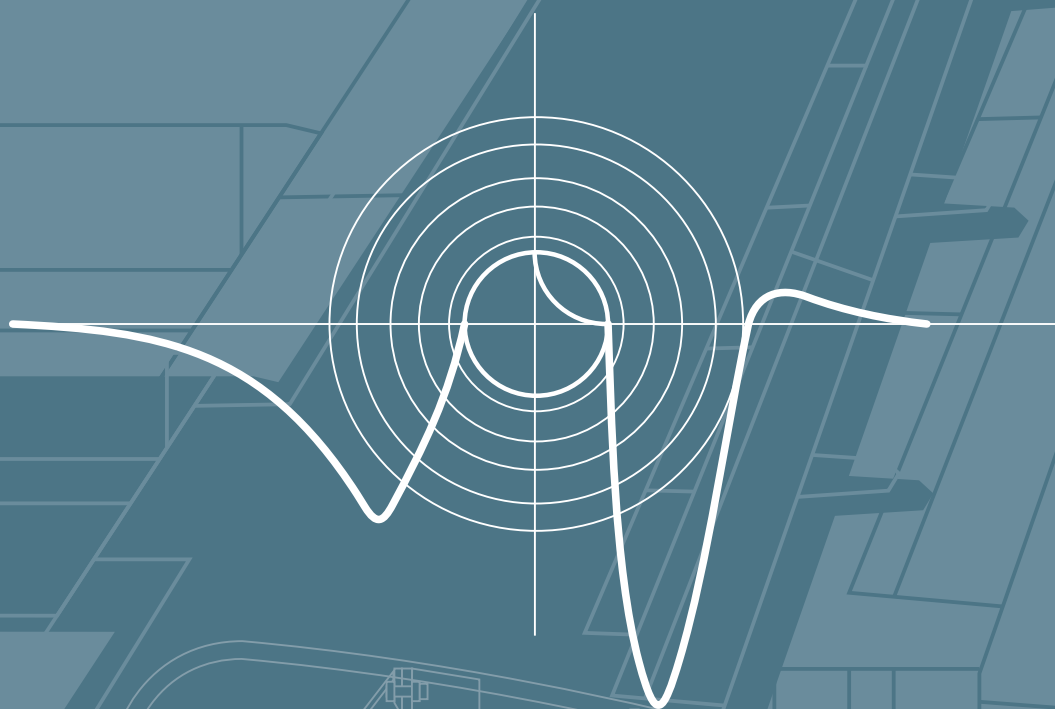


Ясній П.В., Гладьо С.В., Ясній В.П., Семенець О.І.

ДОВГОВІЧНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ІЗ ЗМІЦНЕНИМИ ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ОТВОРАМИ



Міністерство освіти і науки України
Тернопільський національний технічний університет
імені Івана Пулюя

Ясній П.В., Гладько С.В., Ясній В.П., Семенець О.І.

ДОВГОВІЧНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ІЗ ЗМІЦНЕНИМИ ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ОТВОРАМИ

Тернопіль – 2020

Ministry of Education and Science of Ukraine
Ternopil Ivan Puluj National Technical University

Yasniy P.V., Glado S.V., Iasnii V.P., Semenets O.I.

DURABILITY OF WING ELEMENTS OF A TRANSPORT AIRCRAFT WITH REINFORCED FUNCTIONAL HOLES

Ternopil – 2020

УДК 539.4:629.7

Д58

Д58 Довговічність елементів крила транспортного літака зі зміцненими функціональними отворами: монографія / Ясній П.В., Гладько С.В., Ясній В.П., Семенець О.І. – Тернопіль: Вид-во ТНТУ, 2020. – 126 с.

ISBN 978-966-305-110-9

Монографія стосується дослідження впливу холодного розширення отворів на довговічність силових елементів крила літака на стадії зародження і розвитку тріщин.

Встановлено, що за рахунок дорнування можна у 7–10 разів підвищити довговічність до зародження втомної тріщини пластин з отворами. З використанням методу скінчених елементів досліджено вплив натягу дорнування функціональних отворів на залишковий напружений стан, а також циклічного пружно-пластичного деформування пластин зі зміцненими функціональними отворами різного діаметра на розподіл розмаху, максимальних та мінімальних напружень в їх околі. Обґрунтований критерій циклічної міцності силових конструктивних елементів зі зміцненими функціональними отворами – розмах локальних напружень на поверхні отвору з боку входу дорна з урахуванням залишкових напружень.

Призначена для наукових та інженерно-технічних працівників, а також аспірантів і студентів, які спеціалізуються в галузі прогнозування і продовження ресурсу та забезпечення надійної експлуатації елементів конструкцій.

Рецензенти: д-р. техн. наук, проф. *Г.М. Никифорчин*

д-р. фіз.-мат. наук, проф. *Г.Т. Сулим*

Рекомендовано до друку на засіданні вченої ради

Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя

(протокол № 10 від 20 жовтня 2020 р.)

Іл. 47. Табл. 6. Бібліогр. 151 Назв.

УДК 539.4:629.7

ISBN 978-966-305-110-9

© П.В. Ясній, С.В. Гладько, В.П. Ясній, О.І. Семенець

© Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя

UDC 539.4:629.7

D58

D58 Durability of wing elements of a transport aircraft with reinforced functional holes: Monograph / Yasniy P.V., Glado S.V., Iasnii V.P., Semenets O.I. – Ternopil: TNTU Publishing House, 2020. – 126 p.

ISBN 978-966-305-110-9

The monograph deals with the study of the effect of cold expansion of holes on the durability of the power elements of the wing of the aircraft at the stage of nucleation and development of cracks.

It is established that due to mandreling it is possible to increase the fatigue lifetime of plates with holes to 7–10 times. Using the finite element method, the influence of the cold expansion holes on the residual stress, as well as cyclic elastic-plastic deformation of plates with reinforced functional holes of different diameters on the distribution of range, maximum and minimum stresses in their vicinity is investigated. The criterion of fatigue strength of structural elements with reinforced functional holes is substantiated – the scope of local stresses on the surface of the hole from the side of the mandrel inlet, taking into account the residual stresses.

The book is useful for researchers and engineers, as well as for students, PhD students and engineers which specializing in estimation and extend fatigue lifetime and ensuring reliable operation of structural elements.

Reviewers: Doctor of Technical Science, Prof. *H.M. Nykyforchyn*
Doctor of Physics and Mathematics, Prof. *G.T. Sulym*

*Recommended for publication by the Academic Council of Ternopil Ivan Puluj
National Technical University (Protocol No 10, October 20, 2020)*

47 Figs. 6 Table. 151 Bibliogr. 151

UDC 539.4:629.7

ISBN 978-966-305-110-9

© P.V. Yasniy, S.V. Gladio, V.P. Iasnii, O.I. Semenets
© Ternopil National Technical Ivan Pulyuy University

ЗМІСТ

ПОЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ВЕЛИЧИН.....	9
ПЕРЕДМОВА	13
РОЗДІЛ 1.	
ВТОМНА ДОВГОВІЧНІСТЬ	
ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ.....	19
<hr/>	
1.1. Втомне руйнування матеріалів.....	19
1.2. Закономірності зародження й поширення втомних тріщин	20
1.3. Основні силові елементи крила транспортного літака, їх пошкодження під час експлуатації.....	27
1.4. Основні методи підвищення довговічності елементів крила транспортного літака з функціональними отворами.....	36
РОЗДІЛ 2.	
МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕННЯ ВТОМНОГО	
РУЙНУВАННЯ ПЛАСТИН ІЗ ОТВОРАМИ.....	51
<hr/>	
2.1. Зразки з отворами, технологія їх зміцнення	51
2.2. Формули для визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень тріщин біля отворів	53
2.3. Дослідження зародження та поширення втомних тріщин.....	59
2.4. Фрактографічні дослідження зародження та поширення втомних тріщин.....	63
2.5. Аналіз НДС пластин з функціональними отворами методом скінчених елементів за сталоамплітудного та циклічного навантаження	63
2.6. Технологія зміцнення функціональних отворів силових конструктивних елементів крила транспортного літака	66

РОЗДІЛ 3.

ВПЛИВ НАТЯГУ ДОРНУВАННЯ НА ЗАРОДЖЕННЯ ТА РІСТ ВТОМНИХ ТРІЩИН У ПЛАСТИНАХ З ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ОТВОРАМИ 71

- 3.1. Зародження та поширення тріщин за
одновісного розтягу 71
- 3.2. Мікромеханізми зародження та поширення
втомних тріщин за одновісного розтягу 78
- 3.3. Дослідження залишкових полів і полів напружень
за циклічного навантаження методом
скінчених елементів 82
- 3.4. Закономірності росту втомних тріщин від
функціональних отворів із урахуванням
залишкових напружень 95

РОЗДІЛ 4.

ПРОГНОЗУВАННЯ ЗАРОДЖЕННЯ ТА РОСТУ ВТОМНИХ ТРІЩИН ВІД ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ 103

- 4.1. Розрахунок локальних напружень в околі отвору
методом скінчених елементів за
циклічного навантаження 103
- 4.2. Розрахунок локальних коефіцієнтів асиметрії
циклу навантаження в околі отвору методом
скінчених елементів 107
- 4.3. Прогнозування довговічності до зародження втомної
тріщини з урахуванням залишкових стискаючих
напружень після поверхневого пластичного зміцнення 110

ЛІТЕРАТУРА 114

CONTENTS

NOMENCLATURE.....	9
INTRODUCTION.....	13
CHAPTER 1.	
FATIGUE DURABILITY	
OF STRUCTURAL ELEMENTS.....	19
1.1. Fatigue of materials.....	19
1.2. Main regularity of fatigue cracks initiation and propagation	20
1.3. Stress-strain state of plates with holes under cyclic loading	27
1.4. The main techniques of increasing the durability of the wing elements of a transport aircraft with functional holes.....	36
CHAPTER 2.	
METHODS OF FATIGUE TEST	
OF PLATES WITH HOLES	51
2.1. Samples with holes, technology of their strengthening	51
2.2. Formulas for calculating the intensity factor of crack near the holes	53
2.3. Investigation of the fatigue cracks initiation and propagation.....	59
2.4. Fractographic studies of the fatigue cracks initiation and propagation	63
2.5. Stress-strain analysis of plates with functional holes by FEM under cyclic loading	63
2.6. Technology of cold expansion hole of power constructive elements of a wing of the transport plane.....	66

CHAPTER 3.

INFLUENCE OF THE COLD

EXPANSION DEGREE ON FATIGUE CRACKS

NUCLEATION AND GROWTH IN PLATES 71

3.1. Fatigue cracks nucleation and growth under
uniaxial tension 71

3.2. Micromechanisms of nucleation and propagation
of fatigue cracks under uniaxial tension 78

3.3. Investigation of stress and residual stress distribution
under cyclic loading by the finite element method..... 82

3.4. Regularities of fatigue cracks growth from functional
hole taking into account residual stresses 95

CHAPTER 4.

PREDICTION OF THE FATIGUE

CRACKS NUCLEATION AND GROWTH

FROM FUNCTIONAL HOLES103

4.1. Calculation of local stresses in the vicinity of the
hole by the finite element method under cyclic loading..... 103

4.2. Calculation of local asymmetry coefficients of the
load cycle in the vicinity of the hole by the finite
element method 107

4.3. Prediction of life of fatigue crack initiation from
cold expanded hole taking into account residual
compressive stresses..... 110

REFERENCES.....114

ПОЗНАЧЕННЯ ОСНОВНИХ ВЕЛИЧИН

b – експонента втомної міцності

c – експонента втомної пластичності

c_1 – довжина тріщини на поверхні зразка від краю отвору на вході дорна

c_2 – довжина тріщини на поверхні зразка від краю отвору на виході дорна

da/dN – швидкість росту втомної тріщини

t – товщина пластини

r – радіус отвору

E – модуль пружності I-го роду

K_{max} – найбільший коефіцієнт інтенсивності напружень

K_{min} – найменший коефіцієнт інтенсивності напружень

N_i – період зародження втомної тріщини

N_f – втомна довговічність

Q – поправковий коефіцієнт форми концентратора

$R = K_{min}/K_{max}$ – коефіцієнт асиметрії циклу навантаження

$R_\sigma = \sigma_{min}/\sigma_{max}$ – коефіцієнт асиметрії циклу напруження

R_{yy} – локальний коефіцієнт асиметрії циклу навантаження

$2W$ – ширина зразка

ε'_f – коефіцієнт втомної пластичності

$\varepsilon_{a,eq}^e$ – еквівалентна амплітуда локальної пружної деформації

$\varepsilon_{a,eq}^p$ – еквівалентна амплітуда локальної пластичної деформації

$\sigma_{0,2}$ – умовна межа текучості

σ_y – межа текучості

σ_B – умовна межа міцності

φ – кут між положенням тріщини відносно лицевої сторони

σ_a – амплітуда напруження

σ_{min} – найменше напруження

σ_{max} – найбільше напруження

σ_{op} – напруження відкриття тріщини

σ'_f – коефіцієнт втомної міцності

ΔK – розмах коефіцієнта інтенсивності напружень

ΔK_{eff} – ефективний розмах коефіцієнта інтенсивності напруження

$\Delta \delta^e$ – пружна складова розмаху розкриття тріщини

$\Delta \delta^p$ – пластична складова розмаху розкриття тріщини

$\Delta \varepsilon$ – розмах пружно-пластичної деформації

$\Delta \varepsilon_e$ – розмах пружної деформації

$\Delta \varepsilon_p$ – розмах пластичної деформації

$\Delta \varepsilon_{eq}$ – еквівалентний розмах деформацій

$\Delta \sigma_{eq}$ – еквівалентний розмах локального напруження

$\Delta \sigma_{yy}$ – розмах локальних напружень

NOMENCLATURE

b – fatigue strength exponent

c – exponent of fatigue plasticity

c_1 – the crack length on the surface at the inlet of the mandrel

c_2 – the crack length on the surface at the outlet of the mandrel

da/dN – fatigue crack growth rate

t – plate thickness

r – radius of hole

E – Young's modulus

K_{max} – stress intensity factor at maximum load

K_{min} – stress intensity factor at minimum load

N_i – fatigue crack initiation

N_f – fatigue life

Q – the correction factor of the shape of the stress concentration

$R = K_{min}/K_{max}$ – load ratio

$R_\sigma = \sigma_{min}/\sigma_{max}$ – stress ratio

R_{yy} – local stress ratio

$2W$ – width of specimen

ε'_f – coefficient of fatigue plasticity

$\varepsilon_{a,eq}^e$ – equivalent amplitude of local elastic strain

$\varepsilon_{a,eq}^p$ – equivalent amplitude of local plastic strain

$\sigma_{0,2}$ – yield strength at 0,2% offset

σ_y – yield strength

σ_B – ultimate strength

φ – the angle between the position of the crack relative to the front side

σ_a – stress amplitude

σ_{min} – minimal stress

σ_{max} – maximal stress

σ_{op} – crack opening stress

σ'_f – fatigue strength coefficient

ΔK – stress intensity factor range

ΔK_{eff} – effective stress intensity factor range

$\Delta\delta^e$ – elastic component of the crack opening

$\Delta\delta^p$ – plastic component of the crack opening

$\Delta\varepsilon$ – elastic-plastic strain range

$\Delta\varepsilon_e$ – elastic strain range

$\Delta\varepsilon_p$ – plastic strain range

$\Delta\varepsilon_{eq}$ – equivalent elastic strain range

$\Delta\sigma_{eq}$ – equivalent stress range

$\Delta\sigma_{yy}$ – local stress range

ПЕРЕДМОВА

Втома матеріалів і конструкцій набула особливого значення завдяки швидкому розвитку багатьох галузей промисловості, зокрема авіабудування, автомобілебудування та машинобудування. Вимоги високої безпеки конструкцій і забезпечення їх експлуатації мають особливе значення в умовах циклічного навантаження й високих напружень.

Технологічні методи обробки є ефективним засобом підвищення втомної довговічності конструктивних елементів з отворами. Більшість із них полягає у зміцненні елементів конструкцій в околі отворів шляхом пластичного деформування шару матеріалу. Зокрема, широко застосовується метод дорнування, який полягає у протягуванні інструменту (дорну), у вигляді конуса з циліндричною калібрувальною частиною, чи сферичної кульки, через отвір, з метою створення в матеріалі в околі отвору залишкових стискувальних напружень. Відома також технологія зміцнення з використанням конічного дорну і розрізної втулки, через яку передається навантаження на поверхню отвору.

В даному напрямку активно працюють науково-дослідні установи, інститути, а також науково-технічні комплекси виробників і користувачів авіаційної та аерокосмічної техніки, зокрема такі відомі виробники літаків, як Boeing, Airbus, АНТК ім. К.О. Антонова, космічні агентства NASA, NAVAL.

Втомну довговічність силових конструктивних елементів з отворами досліджено в працях В.Т. Троценка, О.І. Семенця, Г.А. Кривова, С.А. Бичкова, Е.Т. Василевського, В.А. Резника, А.М. Гуменного, С.П. Светличного, О.П. Осташа.

Позитивний вплив дорнування на довговічність елементів конструкції з отворами, мікротвердість, шорсткість, залишкові напруження стиску підтверджено у працях А.Ю. Арляпова, В.В. Воронько, Ю.А. Воробйова, В.А. Гребенікова, В.А. Матвієнка, С.Н. Михеєнко, В.Е. Панкратова, В.Ф. Скворцова, В.Н. Степаненко, Т.Ю. Степанова, П.В. Яснія, Н.Д. Gopalakrishna, М. Krishna, Н.Н. Narasimha Murthy, М.С. Vinod, А.В. Suresh.

Розробленню критеріїв втомного руйнування присвячені праці В.Т. Троценка, Jr. L.F. Coffin, S.S. Manson, J. Morrow. Класичні моделі коректування впливу середнього напруження циклу на границю витривалості або втомну міцність за багатоциклової втоми (10^6 – 10^8 циклів) базувалися на силових критеріях руйнування. Зокрема це відомі моделі W. Gerber, J. Goodman, J. Morrow, K.N. Smith.

Для коректування впливу асиметрії циклу навантаження на втомну довговічність при пружно-пластичному деформуванні використовують також деформаційні критерії руйнування. Зокрема це моделі A. Ince, G. Glinka, які є модифікацією моделі K.N. Smith.

Перший розділ присвячено різним аспектам оцінювання втомної довговічності елементів конструкцій на основі аналізу літературних даних. Розглянуто основні стадії та критерії втомного руйнування матеріалів, закономірності зародження й поширення втомних тріщин, чисельні методи оцінювання напружено-деформованого стану пластин з отворами за сталоамплітудного навантаження. Представлено основні силові елементи крила транспортного літака та їх пошкодження під час експлуатації, а також методи підвищення довговічності елементів крила літака з функціональними отворами.

Методики дослідження втомного руйнування пластин із отворами описано в другому розділі. Обґрунтовано типи зразків з отворами, наведено формули для визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень тріщин біля отворів, опрацьовано методологію дослідження зародження й поширення втомних тріщин, їх фрактографічного аналізу, НДС пластин із функціональними отворами методом скінчених елементів за циклічного навантаження. Описано технологію зміцнення функціональних отворів силових конструктивних елементів крила транспортного літака, геометрію та розміри дорнів залежно від натягу дорнування.

В третьому розділі представлено результати дослідження впливу дорнування на зародження, кінетику та мікромеханізми поширення втомних тріщин за одновісного навантаження алюмінієвих пластин із функціональними отворами. З використанням методу скінчених елементів проаналізовано вплив дорнування на поля залишкових

напружень. Проаналізовано закономірності зародження й поширення втомних тріщин від функціональних отворів із урахуванням залишкових напружень.

Четвертий розділ присвячено розробленню методик прогнозування зародження та росту втомних тріщин від функціональних отворів. Із використанням МСЕ виявлено основні закономірності розподілу локальних напружень за максимального й мінімального навантажень з урахуванням залишкових напружень, спричинених дорнуванням в околі отвору. Обчислено розподіл локальних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження в околі отвору. Обґрунтовано силові критерії втомного руйнування (зародження тріщини) алюмінієвих пластин зі зміцненими отворами. Розроблено конструктивно-технологічні рекомендації для підвищення втомної довговічності силових конструктивних елементів крила транспортного літака.

INTRODUCTION

Fatigue of materials and structures has become especially important due to the rapid development of many industries, including aircraft, automotive and mechanical engineering. Requirements for high safety of structures and ensuring their operation are of particular importance in conditions of cyclic loading and high stresses.

In general, technological processing methods are an effective means of increasing the fatigue life of structural elements with holes. Most of them are to strengthen the structural elements in the vicinity of the holes by plastic deformation of the material layer. In particular, the mandrel method is widely used, which is to pull the tool (mandrel) in the form of a cone with a cylindrical calibration part, or a spherical ball, through the hole, in order to create residual compressive stresses in the material around the hole. Also known is the technology of hardening using a conical mandrel and a split sleeve, through which the load is transmitted to the surface of the hole.

Research institutions, institutes, as well as scientific and technical complexes of manufacturers and users of aviation and aerospace equipment, in particular such well-known aircraft manufacturers as Boeing, Airbus, ASTC named after K.O. Antonov, NASA space agencies, NAVAL.

Fatigue durability of power structural elements with holes is investigated in the works of V.T. Troshchenko, O.I. Semenets, G.A. Kryvov, S.A. Bychkov, E.T. Vasylevskyi, B.A. Reznik, A.M. Hymennyi, C.P. Svetlichny, O.P. Ostash.

The positive effect of mandrel on the durability of structural elements with holes, microhardness, roughness, residual compressive stresses is confirmed, in particular in the works of A.Yu. Arlyapova, B.B. Voronko, Yu.A. Vorobyov, B.A. Grebenikova, V.A. Matvienko, S.N. Mikheenko, V.E. Pankratova, V.F. Skvortsova, V.N. Stepanenko, T.Yu. Stepanova, P.V. Yasniy, H.D. Gopalakrishna, M. Krishna, H.N. Narasimha Murthy, M.S. Vinod, A.V. Suresh.

The development of criteria for fatigue failure is devoted in particular to the work of V.T. Troshchenko, Jr. L.F. Coffin, S.S. Manson, J. Morrow. Classical models for adjusting the effect of the average cycle stress on the

endurance limit or fatigue strength under high cycle fatigue (10^6 – 10^8 cycles) were based on the force criteria of failure. In particular, these are the known models W. Gerber, J. Goodman, J. Morrow, K.N. Smith.

To correct the effect of stress ratio on fatigue life during elastic-plastic deformation, strain failure criteria are also used. In particular, these are the models of A. Ince, G. Glinka, which are a modification of the model K.N. Smith.

The first section is devoted to various aspects of assessing the fatigue life of structural elements, based on the analysis of literature data. In particular, the main stages and criteria of fatigue failure of materials, fatigue cracks initiation and growth, numerical methods for estimating the stress – strain state of plates with holes at constant amplitude load are considered. The main construction elements of the wing of an aircraft and their damage during operation are presented, as well as methods to increase the durability of the elements of the wing of the aircraft with functional holes.

Methods for studying the fatigue failure of plates with holes are described in the second section. Types of samples with holes are substantiated, formulas for calculation of stress intensity factor of a crack near holes are given, methodology of research of nucleation and propagation of fatigue cracks, their fractographic analysis, stress -strain distribution in a plate with functional holes by finite element method under cyclic loading. The technology of strengthening the functional openings of the power structural elements of the wing of a transport aircraft, the geometry and dimensions of the mandrels are described.

The third section presents the results of the study of the effect of cold expansion on the nucleation, fatigue crack propagation and its micromechanisms under uniaxial loading of aluminum plates with functional holes. Using the finite element method, the effect of mandreling on residual stress fields is analyzed. The regularities of nucleation and propagation of fatigue cracks from functional holes are analyzed taking into account residual stresses.

The fourth section is devoted to the development of methods for predicting the origin and growth of fatigue cracks from functional holes. Using FEM, the main regularities of local stress distribution at maximum

and minimum load are revealed, taking into account residual stresses in the vicinity of the hole, the distribution of local load stress ratio in the vicinity of the hole is calculated. The stress criteria of fatigue failure (crack initiation) of aluminum plates with reinforced holes are substantiated. Structural and technological recommendations for increasing the fatigue life of power structural elements of the wing of a transport aircraft have been developed.

РОЗДІЛ 1.

ВТОМНА ДОВГОВІЧНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЙ

1.1. Втомне руйнування матеріалів

Під час експлуатації багато елементів конструкцій сучасних машин та механізмів піддаються циклічним експлуатаційним навантаженням, які призводять до пошкодження структури матеріалу й поступового накопичення дефектів на мікро- і макрорівнях [1], [2], [3]. Втомне руйнування відбувається за напружень, значно нижчих межі текучості матеріалу. Найчастіше під час експлуатації спостерігають циклічні навантаження синусоподібної форми.

Перебіг втомного руйнування матеріалів умовно можна розділити на чотири послідовних стадії [4], [5], [6], [7], [8]:

1) інкубаційний період, який характеризується зміною субструктури усього об'єму навантаженого металу та концентрацією пластичної деформації у смугах ковзання, які утворюються в поверхневих шарах [9], [10]. Циклічне навантаження зміцнює або знеміцнює матеріал залежно від стану матеріалу й амплітуди навантаження;

2) період зародження субмікротріщин у малій частині загального об'єму, а точніше у поверхневому шарі, де, в першу чергу, розтріскується матеріал і підвищується концентрація напружень. У подальшому субмікротріщини поширюються й зливаються, перетворюючись у мікротріщини. Їх розмір сумірний з розміром структури матеріалу (зерен, включень);

3) поширення сітки мікротріщин, коли одна з них стає домінуючою й переростає в макротріщину;

4) поширення магістральної макротріщини, що зазвичай завершується руйнуванням елемента конструкції.

5) Іноді виділяють п'яту стадію – долом. При досягненні тріщиною певного критичного розміру, за рахунок енергії пружної деформації тіла подальший її ріст іде спонтанно з досить великою швидкістю. Оскільки тривалість цієї стадії дуже мала, нею часто нехтують.

Інші дослідники пропонують відмінний від поданого вище поділ

процесу втомного руйнування. Наприклад, виділяють два основні періоди [9]:

- 1) період зародження тріщини зі стадіями мікротечіння, зміцнення, зародження субмікротріщин;
- 2) період поширення втомної тріщини зі стадіями повільного, стабільного й прискореного поширення.

К. Міллер виділяє три основні періоди процесу втомного руйнування [11]:

- 1) зародження й розвиток мікроструктурно коротких тріщин;
- 2) розвиток фізично малих тріщин і утворення макротріщини;
- 3) розвиток макротріщини до повного руйнування тіла.

1.2. Закономірності зародження й поширення втомних тріщин

Визначення періоду зародження втомної тріщини – одна з найважливіших проблем механіки руйнування. Особливо це стосується елементів конструкцій із високоміцних матеріалів, а також деталей з концентраторами напружень, коли втомна тріщина зароджується на ранній стадії експлуатації. Втомну довговічність таких елементів конструкції необхідно підраховувати на стадії зародження втомної тріщини N_i . Хоча багато праць присвячено вивченню періоду зародження втомних тріщин, методологія таких досліджень не стандартизована. Це спричинено відсутністю критерію, що характеризує початковий розмір макротріщини; вибором параметрів, які описують процес зародження втомної макротріщини біля конструктивних концентраторів напружень.

Як правило, розмір ініційованої тріщини в елементах конструкцій визначається роздільною здатністю застосовуваних методів неруйнівного контролю. Наприклад, середня величина початкової довжини (глибини) тріщини залежить від якості матеріалу та деталі й змінюється від 0,005 мм для лопаток турбін [12] до 5,0 мм для зварних мостових конструкцій [13]. Розмір ініційованої тріщини (або початковий розмір тріщини), який розглядає механіка

руйнування, зазвичай лежить у межах від 0,125 мм до 1,25 мм [14]. Тобто початковий розмір тріщини є найменшим, який можна виявити на практиці з достатнім ступенем вірогідності. Ймовірність виявлення залежить не лише від апаратури неруйнівного контролю, але й від дійсних розмірів тріщини (рис. 1.1) [15]. Наприклад, найбільша ймовірність виявлення тріщин у порожнинних осях залізничних колісних пар усіма методами, за винятком магнітного порошку, є менша за 100% навіть для довгих тріщин. Загальним методом, які застосовують для залізничних осей, є ультразвуковий контроль. Для апаратури, яка використовується для неруйнівного контролю, поріг виявлення становить 2 мм.

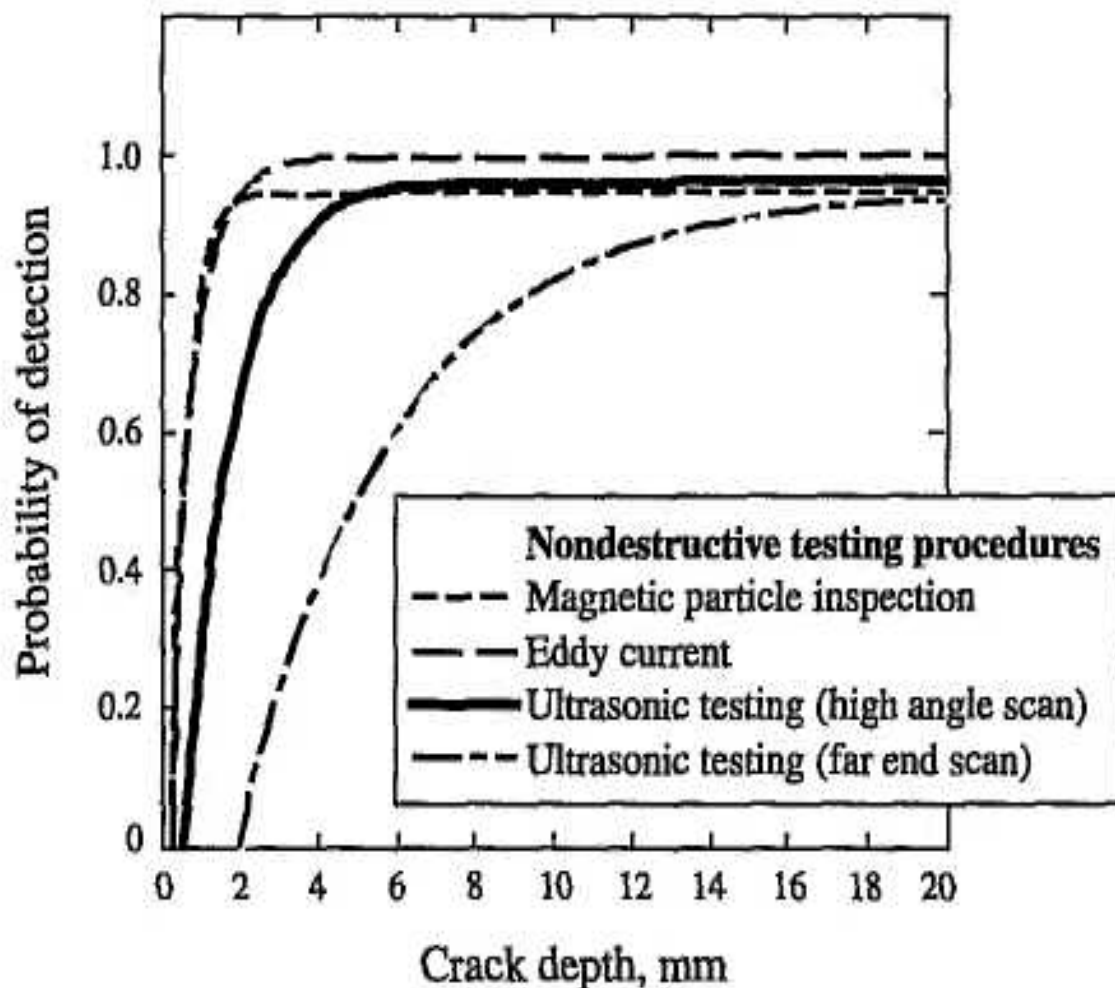


Рис. 1.1. Імовірність виявлення тріщини в осях як функція розміру тріщини та різних методів неруйнівного контролю [15]

Fig. 1.1. Probability of crack detection in axes as a function of crack size and various non-destructive testing methods [15]

Запропоновано [16] визначати період зародження втомної макротріщини поблизу концентратора за допомогою кінетичних діаграм втомного руйнування в ефективних координатах $(da/dN, \Delta K_{eff})$ або $(da/dN, \Delta \varepsilon^*)$. Тут da/dN швидкість росту втомної тріщини; $\Delta \varepsilon^*$ – розмах локальних деформацій. Ефективний розмах коефіцієнта інтенсивності напруження ΔK_{eff} обчислюють за формулою

$$\Delta K_{eff} = 0,886 \Delta \sigma_y^* \sqrt{d^*}, \quad (1.1)$$

де $\Delta \sigma_y^*$ – розмах локальних напружень на відстані d^* від вершини концентратора.

Параметр d^* можна визначити безпосередньо за результатами дослідження кінетики мікротріщини або непрямыми експериментальними методами, наприклад методом, що базується на опрацюванні залежності $[\Delta \sigma_y(0), N_i]$ [16] (тут $\Delta \sigma_y(0)$ – розмах локальних напружень). Параметр d^* з залежить від межі текучості $\sigma_{0,2}$ й межі міцності σ_B матеріалу, а також класу матеріалу. Використовуючи відношення

$$da/dN = \Delta d / \Delta N = d^* / N_i, \quad (1.2)$$

за формулою

$$N_i = d^* / (da/dN) \quad (1.3)$$

знаходять величину N_i – кількість циклів до зародження початкової макротріщини довжиною $a_i = d^*$ [16].

Подібно для визначення N_i використовують деформаційний підхід. Біля вершини концентратора вимірюють розмах розкриття $\Delta \delta_\rho = \Delta \delta^e + \Delta \delta^p$ і за формулою

$$\Delta \varepsilon^* = \ln \left[1 + \frac{\Delta \delta^e + \Delta \delta^p}{\pi(\rho + d^*)} \right] \quad (1.4)$$

визначають розмах локальних деформацій $\Delta\varepsilon^*$, де $\Delta\delta^e, \Delta\delta^p$ – відповідно пружна й пластична складові розмаху розкриття тріщини. Далі за експериментально побудованою на стадії росту макротріщини кривою $(da/dN, \Delta\varepsilon^*)$ визначають відповідну швидкість росту втомної тріщини da/dN , а за формулою (1.3) – період N_i .

Для прогнозування зародження тріщини використовують силові, деформаційні та енергетичні критерії втомного руйнування. В околі концентраторів напружень за циклічного навантаження, як правило, виникають стискувальні напруження й цикл навантаження на локальній ділянці є знакозмінним. Тому дану обставину слід враховувати при оцінюванні втомної довговічності.

Класичні моделі коректування впливу середнього напруження циклу на границю витривалості або втомну міцність для багатоциклової втоми ($10^6 - 10^8$ циклів) базувалися на силових критеріях руйнування. Це – відомі моделі Gerber [17], Goodman [18], Soderberg [19] і Morrow [20].

Модель втомного руйнування Smith, Watson and Topper [21] враховує вплив коефіцієнта асиметрії циклу навантаження на границю витривалості матеріалу

$$\sigma_{ar} = \sigma_{\max} \sqrt{\frac{1 - R_\sigma}{2}} = \sigma_a \sqrt{\frac{2}{1 - R_\sigma}}, \quad (1.5)$$

де σ_{ar} і σ_a – відповідно амплітуда напруження при реверсивному та пульсівному циклах навантаження; $R_\sigma = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$ (тут σ_{\min} , σ_{\max} – найменше і найбільше напруження).

Для коректування впливу асиметрії циклу навантаження на втомну довговічність при пружно пластичному деформуванні використовують також деформаційні критерії руйнування.

Для прогнозування довговічності за симетричного циклу навантаження використовують рівняння Coffin-Manson [22], [23]

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^b, \quad (1.6)$$

де $\Delta\varepsilon$ – розмах пружно-пластичної деформації; σ'_f – коефіцієнт втомної міцності; b – експонента втомної міцності; N_f – втомна довговічність.

Упродовж останніх десятиліть багато досліджень спрямовано на врахування впливу середнього напруження на втомну довговічність у рамках деформаційного підходу, коли матеріал знаходиться в межах циклічного пружно-пластичного деформування. Деформаційний підхід представлений залежністю загальної деформації відносно втомної довговічності

$$\frac{\Delta\varepsilon}{2} = \frac{\Delta\varepsilon_e}{2} + \frac{\Delta\varepsilon_p}{2} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c, \quad (1.7)$$

де $\Delta\varepsilon_e$ – розмах пружної деформації; $\Delta\varepsilon_p$ – розмах пластичної деформації.

Для точнішого прогнозування зародження тріщини в зразках із концентраторами напруження за асиметрії циклу навантаження, відмінного від симетричного, зокрема й за змінної амплітуди, використовують рівняння J. Morrow зі зміненим коефіцієнтом втомної міцності біля пружної компоненти. Модель J. Morrow [24] враховує середнє напруження циклу навантаження, її записують так:

$$\frac{\Delta\varepsilon_{eq}}{2} = \frac{\sigma'_f - \sigma_m}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c, \quad (1.8)$$

де $\Delta\varepsilon_{eq}$ – еквівалентний розмах деформацій; c – експонента втомної пластичності; ε'_f – коефіцієнт втомної пластичності; σ_m – локальне середнє напруження. Використовуючи критерій J. Morrow, можна визначити втомну довговічність для різних сталих амплітуд навантаження; E – модуль Юнга.

Модифіковану модель Smith, Watson and Topper (SWT) можна застосувати до рівняння деформація – довговічність. Вона добре описує ефект середнього напруження для багатоциклової втоми [25]

$$\sigma_{\max} \varepsilon_a = \frac{(\sigma_f')^2}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon_f' \sigma_f (2N_f)^{b+c}, \quad (1.9)$$

де $\sigma_{\max} = \sigma_m + \sigma_a$.

Модель припускає, що параметр $\sigma_{\max} \varepsilon_a$ є сталим для даної довговічності за різної комбінації амплітуди деформації й максимального напруження.

Для описування співвідношення між напруженнями й деформаціями використовують рівняння Romberg – Osgood

$$\Delta \varepsilon_{eq} = \Delta \varepsilon_{eq}^e + \Delta \varepsilon_{eq}^p = \frac{\Delta \sigma_{eq}}{E} + 2 \left(\frac{\Delta \sigma_{eq}}{2K'} \right)^{\frac{1}{n'}}, \quad (1.10)$$

де $\Delta \varepsilon_{eq}$ і $\Delta \sigma_{eq}$ – еквівалентний розмах локальної деформації й напруження; $\Delta \varepsilon_{eq}^e$ і $\Delta \varepsilon_{eq}^p$ – відповідно еквівалентний розмах пружної та пластичної деформацій; K' – коефіцієнт циклічного зміцнення; n' – експонента циклічного зміцнення.

Модифіковану модель Smith, Watson and Topper (SWT) можна застосувати до рівняння деформація – довговічність. Вона добре описує ефект середнього напруження для багатоциклової втоми [25]

$$\sigma_{\max} \varepsilon_a = \frac{(\sigma_f')^2}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon_f' \sigma_f (2N_f)^{b+c}, \quad (1.11)$$

де $\sigma_{\max} = \sigma_m + \sigma_a$.

Модель припускає, що параметр $\sigma_{\max} \varepsilon_a$ є сталим для даної довговічності за різних значень амплітуди деформації та максимального напруження.

Модель втомного руйнування, запропонована Ince, Glinka [26] враховує вплив середнього напруження на втомну довговічність і є модифікацією моделей коректування середнього напруження J. Morrow [20] і Smith, Watson, Topper [21]

$$\varepsilon_{a,eq} = \varepsilon_{a,eq}^e + \varepsilon_{a,eq}^p = \frac{\sigma_f'}{E} (2N_f)^{2b} + \varepsilon_f' (2N_f)^c, \quad (1.12)$$

де $\varepsilon_{a,eq}^e$ і $\varepsilon_{a,eq}^p$ – еквівалентна амплітуда локальної пружної і пластичної деформації відповідно.

Як і у моделі SWT, запропонована модель корекції середнього напруження застосовується, якщо не порушується умова

$$\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_f'} \cdot \frac{\Delta \varepsilon^e}{2} + \frac{\Delta \varepsilon^p}{2} > 0. \quad (1.13)$$

Показано [26], що модель, запропонована G.Glinka (1.11), краще корелює з експериментальними даними для сплаву Incoloy 901 і сталі ASTM A723 порівняно з моделями Morrow [24] і SWT [21]. Моделі G.Glinka (1.7) і SWT однаково добре корелюють з експериментальними даними для алюмінієвого сплаву 7075-T561. Проте модель G.Glinka потребує перевірки для ширшого класу конструкційних матеріалів і умов навантаження.

Системи автоматизованого інженерного аналізу (CAE – Computer Aids Engineering), таких, як ANSYS, ABAQUS, NASTRAN та інші дозволяють не тільки моделювати різні фізичні процеси, але й досліджувати відгук змодельованої системи на зовнішні впливи – температуру, напруження, магнітні поля та інше.

Одним із найпоширеніших комплексів, що використовує метод скінчених елементів, є ANSYS [27], [28], [29], [30], [31]. При розрахунку методом скінчених елементів вважається, що тіло суцільне та має нескінченну кількість ступенів вільності. Тіло поділяється на елементи з обмеженими розмірами й описується поведінка системи в цілому, використовуючи характеристики окремих елементів.

Вибір типу, розміру та форми елемента залежить від форми модельованого тіла та параметрів напружено-деформованого стану. Для моделювання одновісного розтягу (стиску) використовується стержневий елемент, а для моделювання плоского напруженого стану – двовимірний скінчений елемент, наприклад трикутник або

чотирикутник. Для моделювання об'ємного напруженого стану використовуються такі елементи, як тетраедр, шестикутник та призма.

Скінченим елементам можна надати певні властивості, які задаються за допомогою сталих і опцій. Для моделювання деформацій необхідно задати пружні властивості (коефіцієнт Пуассона), а також дійсні діаграми деформування.

Суцільне тіло характеризується скінченим числом незалежних параметрів (ступенів вільності), які визначаються у вузлах сітки скінчених елементів. Координати та переміщення вузлів і точок можна визначати в різних системах координат. У комплексі ANSYS використовують глобальну та визначену користувачем системи координат. Перша прив'язана до всієї моделі, друга – до певних елементів моделі.

Унікальну функціональність ANSYS забезпечують засоби динамічного аналізу, які є складовою єдиного комплексу. Для швидкого й точного розрахунку явним методом важливою умовою є використання розбивки (сітки) високої якості. Середовище ANSYS Workbench містить потужні автоматичні генератори мережі скінчених елементів.

1.3. Основні силові елементи крила транспортного літака, їх пошкодження під час експлуатації

Характерними ознаками конструкцій літака є тонкостінність їх елементів і наявність каркасних оболонок (тонкостінні оболонки підкріплюють поздовжніми та поперечними силовими елементами) [32]. Усі елементи конструкції можна розділити на несучі (тримкі) й нетримкі.

Конструктивно-силові схеми агрегатів літальних апаратів. Конструктивно-силова схема (КСС) – це сукупність і взаємне розміщення елементів агрегата, які сприймають основні силові фактори, що діють на конструкцію. Вона визначається кількістю,

розташуванням, ступенем участі окремих елементів у силовій роботі [32], [33], [34]. Необхідну міцність і жорсткість агрегата літального апарата (ЛА) можна забезпечити за допомогою різних силових схем, які загалом поділяють на фермові та балкові. З балкових КСС найбільше розповсюдження набули три види. Критерієм класифікації та назв цих схем є елементи, які сприймають згинальний момент. Згинальний момент являє собою найнебезпечніше навантаження (порівняно з поперечною силою та крутильним моментом), оскільки для свого сприйняття потребує найбільшої частки маси конструкції.

Загальна будова крил літальних апаратів. Призначення, вимоги та характеристики крил. Крило призначене для створення аеродинамічної підйимальної сили [32], [35], [36]. Крім цього основного призначення, крило забезпечує поперечну стійкість, а за допомогою розміщених на ньому елеронів – і поперечну керованість. Внутрішні об'єми крила використовують для розміщення пального як у баках, що встановлені в крило, так і в баках-кесонах, які являють собою герметичні відсіки конструкції крила. Всередині крила можуть бути розміщені й різні прилади, обладнання, агрегати, на деяких літаках – двигуни. Зовні на крилі можна розмістити двигуни, стояки шасі, пілони для озброєння.

Крім указаних загальних вимог до агрегатів ЛА, до крила, згідно з його призначенням, висувують додаткові вимоги: якомога менший аеродинамічний опір; якомога більше прирощення коефіцієнта підйимальної сили при застосуванні механізації; забезпечення характеристик стійкості й керованості на всіх режимах польоту. На крило припадає до 15% маси літака та до 50% його опору [32].

Конструктивно-силові схеми крил. Розрізняють три основні типи конструктивно-силових схем крил: лонжеронні, кесонні та моноблокові [32], [34]. У крилах лонжеронної схеми основна частина згинального моменту сприймається лонжероном. Лише незначна частина (середня та кінцева ділянки) – обшивкою й стрингерами. Проте згинальний момент панелі переходить на лонжерон у кореневій частині крила.

Лонжеронні конструктивно-силові схеми вигідні в масовому відношенні при незначній інтенсивності навантаження. Основний недолік – низька живучість, тому що при руйнуванні лонжерона агрегат може втратити свою несучу здатність, особливо за наявності невеликої кількості лонжеронів в агрегаті.

За кількістю лонжеронів крила є однолонжеронні, дволонжеронні й багатолонжеронні. В однолонжеронній схемі лонжерон за можливості розташовують у місці максимальної товщини профілю (на відстані 0,3...0,4 довжини хорди). На рис. 1.2 зображено фото крила літака, яке складається з лонжерона, стрингерів, стінки, обшивки, нервюрі і бортової нервюри [37]. Лонжерон кріплять до силових елементів фюзеляжу в двох точках, а поздовжню стінку – в одній. Конструктивна схема крила зображена на рис. 1.3 [38]. Крило складається зі стикувальної полиці А, стрингера В, стінки С, що працює на зріз, тонкої металевої обшивки D, стінки лонжерона Е і фланців лонжерона F.

Поперечна сила в агрегаті лонжеронної схеми сприймається в основному стінками лонжеронів, а крутильний момент – замкненим контуром, утвореним стінками лонжеронів та обшивкою.

Кесонним називають агрегат, в якому згинальний момент сприймається як лонжеронами (які в цьому випадку є менш масивними), так і верхньою та нижньою панелями (обшивкою та стрингерами). Частіше більшу частку згинального моменту (приблизно 70%) сприймають панелі. Для прикладу, військово-транспортний літак АН-26 має конструкцію крила кесонного типу й складається з 23 нервюр, обшивки й стрингерів [34]. У хвостових частинах крила розміщені вали управління закрилками й тяги управління елеронами. Крило літака АН-26 – високорозташоване, вільнонесуче, прямокутної форми в плані на ділянці між нервюрами № 7 і трапецієподібної форми на ділянках від нервюр № 7 і до закінцівок. Складається з трьох основних частин – центроплана, відокремленої та середньої частин.



Рис. 1.2. Фото крила літака, на якому видно лонжерон, стрингер, нервюру, бортову нервюру, елерон і стінку [37]
Fig. 1.2. Photo of an aircraft wing showing a spar, stringer, rib, side rib, aileron, and wall [37]

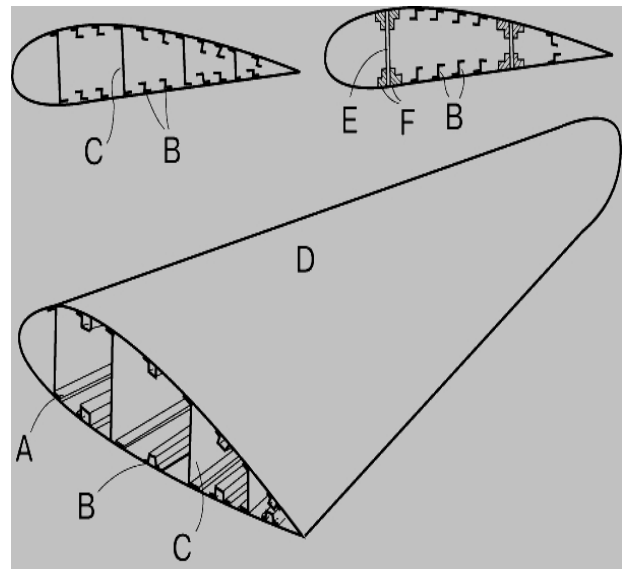


Рис. 1.3. Силкові елементи крила.
A – стикувальна полиця;
B – стрингер;
C – стінка, що працює на зріз;
D – тонка металева обшивка;
E – стінка лонжерона;
F – фланці лонжерона [38]
Fig. 1.3. Power elements of the wing.
A – docking shelf;
B – stringer;
C – wall working on the cut;
D – thin metal cladding;
E – the wall of the spar;
F – spar flanges [38]

На центроплані встановлені вузли для стикування з фюзеляжем, профілі роз'єму для стикування з середніми частинами крила, вузли кріплення двигунів, головних стійок шасі й вузли навішування однощільного закрilка [34].

У кесонному крилі основне навантаження сприймають як лонжерони, так і обшивка. В межі лонжерони вироджуються до стінок, а згинальний момент повністю сприймається панелями

обшивки. У такому разі конструкцію називають моноблочною. Силкові панелі включають обшивку й підкріплювальний набір у вигляді стрингерів або гофри. Підкріплювальний набір служить для запобігання втрати стійкості обшивки від стиснення й працює на розтяг-стиск разом з обшивкою. Кесонна конструкція крила вимагає наявності центроплана, до якого кріпляться консолі крила. Консолі крила стикуються з центропланом за допомогою контурного стику, що забезпечує передавання зусилля по всій ширині панелі [34].

Лонжерони центроплана – балочного типу, цільнопресовані, підсилені стійками з пресованих профілів. Кожен лонжерон має два кронштейни для стикування з фюзеляжем. Нервюри центроплана-силові, балочного типу. Кожна з них складається з глухої дюралюмінієвої стінки, підкріпленої стійками з пресованих кутників, а також верхнього і нижнього поясів з пресованих профілів таврового перетину.

В однолонжеронній кесонній схемі обов'язковою є наявність поздовжніх стінок. У дволонжеронній кесонній конструкції кесон утворено переднім і заднім лонжеронами, а також панелями. Кесони, що містять у собі три і більше лонжеронів, мають високі характеристики живучості [32]. Особливо добре вони сприймають крутильний момент. Це пояснюється тим, що на такому агрегаті в поперечному перерізі утворюються кілька замкнених контурів. Поперечна сила та крутильний момент сприймаються таким же чином, як і в лонжеронному агрегаті.

У моноблоковому агрегаті згинальний момент повністю сприймається панелями, а лонжерони вироджуються в поздовжні стінки. Отже, вони сприймають тільки поперечну силу і крутильний момент.

Ефективність за критерієм мінімальної маси залежить від інтенсивності навантаження, яка в основному визначається висотою профілю. За малої інтенсивності (великої висоти) раціональним є використання лонжеронних агрегатів. При великій інтенсивності (тонкому профілю) вигідними є кесонні та моноблокові КСС, в яких

товста обшивка та масивні стрингери мають високі критичні напруження при стисненні [32], [34].

Вимогам живучості більш відповідає моноблокова конструктивно-силова схема крил. Це тому, що навантаження сприймає велика кількість елементів, які закріплені в багатьох точках. І пошкодження деякої їх кількості ще не може призвести до повної втрати властивостей сприймати навантаження. У випадку руйнування одного з двох лонжеронів (тим більше в однолонжеронній схемі) агрегат втрачає здатність сприймати навантаження.

Зовнішні навантаження на крило. Основними навантаженнями на крило в польоті є аеродинамічні та масові сили. Для розрахунків конструкції необхідно знати характер їх прикладання, закон розподілу, напрям і розрахункову величину. Аеродинамічне розподілене навантаження виникає в результаті взаємодії крила з повітряним потоком. Аеродинамічне навантаження виникає на обшивці, а потім передається на стрингери, нервюри. Далі від нервюр навантаження передається на поздовжні конструктивні елементи (лонжерони, стінки).

Масове навантаження. Це вага й сили інерції мас конструкції самого крила, а також пального, вантажу й агрегатів, які розміщені всередині або закріплені зовні на ньому. Інерційні сили виникають внаслідок прискорень при криволінійних траєкторіях польотів, бовтанці, ударі об землю під час посадки. Масові навантаження від конструкції крила й розміщеного в ньому пального є розподіленими, а навантаження від агрегатів – зосередженими. При спрощених розрахунках масу пального також можна визначати як зосереджену.

Характеристики міцності визначають за максимальним розрахунковим перевантаженням, яке відповідає основному розрахунковому випадку; розрахунковим навантаженням на крило; розрахунковими напруженнями за статичної, динамічної та втомної міцності, загальним запасом міцності крила. Для створення тривимірної компоновки літака використовують, зокрема RDS код, потім цю модель вміщують в середовище MATLAB для розрахунку аеродинамічного навантаження на крило, а також аналізу напружень і

розрахунків надійності крила. Використовують, зокрема, програмне забезпечення, засноване методом скінчених елементів COMSOL [39].

Пошкодження силових елементів крила під час експлуатації.

Аналіз літературних даних свідчить про багато випадків експлуатаційних пошкоджень силових елементів конструкцій різних типів літаків, зокрема у вигляді тріщин, спричинених втомою матеріалу під дією циклічного навантаження. В першу чергу, це стосується такої важливої конструкції, як крило літака. Тріщини фіксували під час планових і позапланових інспекцій. У більшості випадків тріщини зароджувалися з концентраторів напружень у вигляді отворів, кріпильних чи функціонального призначення. Зокрема, під час обслуговування правого крила нижньої поперечини літака EMBRAER EMB 145LR, Канадійської цивільної авіації виявлена тріщина на крилі станції 3815 (рис. 1.4) [35]. Експлуатаційна тріщина зародилася з краю кріпильного отвору й поширилася на довжину 21,59 мм. Після виявлення тріщини, лонжерон крила був відновлений відповідно до чинної Інструкції з ремонту (SRM).

Зафіксовано випадок розтріскування внутрішнього кута фітинга, пов'язаного з центральним коробом центроплана літака Airbus A-300 (рис. 1.5) [40]. Цей компонент був конструкційним елементом 14-річного комерційного авіалайнера, який здійснив приблизно 19000 циклів польоту, коли тріщина довжиною 28 мм була виявлена за допомогою неруйнівного контролю. Такий тип повітряного судна в більшості випадків використовують вантажні авіакомпанії. Ця тріщина зменшила залишкову міцність деталі нижче допустимої величини, що призвело до розриву задньої нижньої кришки.

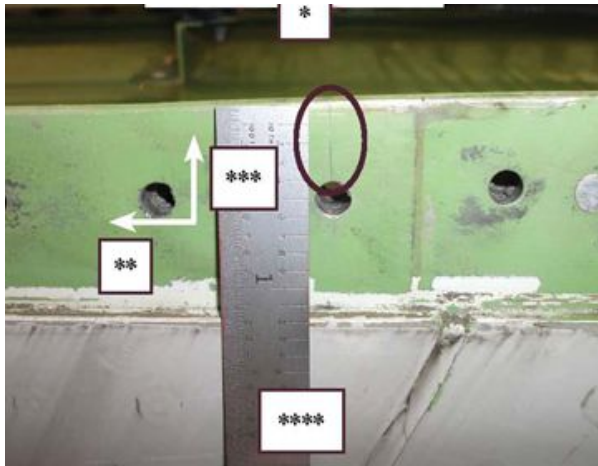


Рис. 1.4. Тріщина довжиною 21,59 мм від отвору кріплення в кришці лонжерона правого крила літака EMBRAER, EMB 145LR [35]

Fig. 1.4. The crack in the right-hand wing the EMBRAER, EMB 145LR emanated from the cap edge through a screw for a length of 21,59 mm

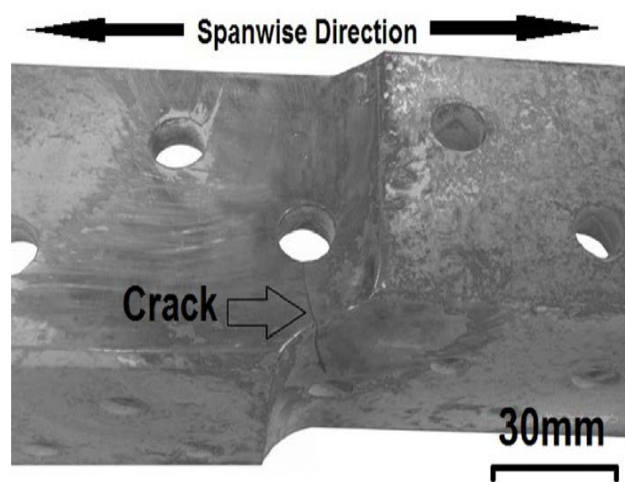


Рис. 1.5. Тріщина довжиною 28 мм. Стрілкою показано напрямок навантаження, який є перпендикулярним до напрямку поширення тріщини [40]

Fig. 1.5. A crack 28 mm long. The arrow shows the load direction that is perpendicular to the crack propagation direction [40]

2011 року в середині польоту виявлено певні проблеми з роботою двигуна Rolls Royce на літаку Qantas A380 [41]. Наступними перевірками під час ремонту виявлено крихітні тріщини в Г-подібному кронштейні, який кріпить зовнішнє крило до внутрішнього «ребра» конструкції. Після цього Європейське агентство з авіаційної безпеки (EASA) замовило перевірку двадцяти літаків A380, що найінтенсивніше використовувалися. Виявлено, що ця проблема поширена і впливає на інший кінець кронштейна, який має вертикальні фланці, що приєднані до лонжерона. Для перевірки надійності крила, EASA замовило детальний огляд усіх 68-ми повітряних суден A380 із використанням діагностики високочастотними струмами.

Два різних типи тріщин виявлено всередині конструкції крила літака Airbus A380 [42]. Формування цих тріщин спричинене як недооцінюванням напружень при конструюванні, так і випадковим використанням невідповідного сорту алюмінію в деяких компонентах крила. Приблизно 100 літальних апаратів, у яких виявили тріщини, були виведені з експлуатації для проведення ремонту. За оцінюванням Європейського авіакосмічного й оборонного концерну EADS сума коштів, необхідних для відновлення роботоздатності конструкції крила, складала 105 млн євро.

Повідомляється про тріщини, виявлені в крилах літаків Airbus A380s, що експлуатувалися компанією Emirates Airline [43]. Хоча тріщини, виявлені в нервюрах крила літака (дужках, що кріпили нервюру до металевої обшивки), безпосередньо не впливали на придатність літака до польотів, EASA розробило порядок модифікації крила для запобігання появи тріщин у подальшому.

Концерн Боїнг буде перевіряти майже 40 літаків Boeing 787 і затримає деякі їх поставки після того, як компанія Mitsubishi Heavy Industries, яка виготовляє крило літака з вуглецевого волокна, виявила невеликі тріщини в крилах після змін у технологічному процесі [44], [45].

Зазначається про тріщини 2,5 дюйма довжиною в крилах усіх семи надзвукових літаків Concorde [46]. Тріщини виявлено у внутрішній поперечині в крилах кожного з семи літаків. Один Конкорд виведений з експлуатації після того, як тріщина, яку виявили в 68ft балці за два місяці експлуатації, виросла приблизно на три дюйми.

Спостерігали випадки, коли тріщини виявляли під час наземних випробувань літаків на довговічність. Під час таких випробувань за програмою Joint Program Office виявили невелику тріщину в одному з лонжеронів крила літака F-35C [47]. Крило літака F-35C має 13 лонжеронів, які є основними силовими конструктивними елементами крила. Літак випробовували на етапі створення, так зване «наземне випробування довговічності» за програмою, в якій циклічні навантаження на планер моделюють оперативний політ для виявлення потенційних проблем. Цей тип тестування забезпечує

вимогу до F-35 на 8 000 льотних годин. Під час випробувань на довговічність, літак витримав два життя, або 16 000 годин польоту. Випробування літака з тріщиною було понад 13 700 тестових годин, що становить 6 850 годин польоту й більш ніж 20 років оперативного польоту.

1.4. Основні методи підвищення довговічності елементів крила транспортного літака з функціональними отворами

Елементи конструкцій дуже чутливі до процесів втоми на ділянках, ослаблених конструктивними концентраторами напружень, наприклад отворами, виточками, зварними та заклепковими швами, які водночас знаходяться під впливом внутрішніх напружень, а також зовнішнього експлуатаційного навантаження. У зв'язку з цим, для оцінювання фактичного стану конструкції чи безпосередньо певного елемента потрібен комплексний аналіз процесів руйнування. Аналізу зародження та поширення втомних тріщин з концентраторів напружень присвячено багато праць – В.Т. Трощенко [48], В.В. Панасюка, О.П. Остаха [49].

Значна частина досліджень присвячена закриттю втомних тріщин. Наприклад, James і Morris [50] дослідили, що для механічно і фізично коротких тріщин більша пластичність біля її вершини або менша величина закриття тріщини, очевидно, є головною причиною, чому короткі тріщини поширюються швидше, ніж довгі, які піддані тому ж номінальному значенню коефіцієнта інтенсивності напружень. M. Jono, A. Sugeta [51] дослідили вплив закриття на втомну тріщину довжиною більше 0,2 мм залежно від рівня навантаження. Однак для тріщини, коротшої 0,1 мм, закриття не впливає на швидкість РВТ, що, можливо, є причиною початку прискореного підростання тріщини.

Існує багато видів класифікації коротких тріщин. Наприклад, Ritchie, Lankford [52] короткі втомні тріщини поділяють на чотири типи: механічно малі (порівняно з протяжністю зони локальної пластичності), мікроструктурно малі (порівняно з елементами

мікроструктури, зазвичай менші розміру зерна), фізично малі (менше 1 мм), хімічно малі (менше 10 мм, їх ріст визначається, в основному, впливом середовища). McClung [53] та McDowell [54] розрізняють «малі» і «короткі» тріщини та розглядають спеціальний критерій стосовно розміру малої тріщини відносно розміру структурного елемента матеріалу.

Втомні пошкодження та зародження тріщин зазвичай спостерігаються на зовнішній поверхні металу. Проте інколи втомні мікротріщини зароджуються на певній глибині в місці дії максимальних дотичних напружень. Така закономірність спостерігається після пластичного зміцнення поверхні металу. Тоді втомні тріщини зароджуються на ділянці переходу від стискаючих до розтягувальних напружень.

На поверхні деталей завжди присутні мікропошкодження, які утворюються при виготовленні, транспортуванні та ін. [55], [56], [57], а також під час експлуатації [58]. Це призводить до підвищення напружень у поверхневому шарі металу на 10–20%, що, у свою чергу, спричиняє локалізацію пластичної деформації при циклічному навантаженні. Навіть у полі однорідних номінальних напружень поверхневі мікронадрізи, вириви та ін. створюють напруження, які на 7–12% більші, ніж при аналогічних дефектах всередині металу. Негативний вплив поверхневих мікродефектів стає помітнішим у міру підвищення міцності матеріалу.

У дослідженнях втомного руйнування матеріалів і елементів конструкцій основна увага приділялася докритичному росту втомних тріщин. При цьому швидкість їх росту визначали залежно від коефіцієнта інтенсивності напружень. Проте для бездефектних матеріалів основна частка довговічності елементів конструкцій припадає на період зародження втомних тріщин. Побудовано кілька розрахункових моделей для визначення періоду зародження втомних тріщин біля концентраторів напружень [59], [60], [61], [62], [63], [64]. Однак відомо [65], що при циклічному навантаженні в околі концентратора напружень, особливо біля тріщини, виникають залишкові деформації та напруження, які слід враховувати при визначенні періоду зародження втомних тріщин біля концентраторів

напружень.

Для підвищення втомної довговічності деталей машин та механізмів ефективно використовують різні методи поверхневого пластичного деформування. Вони нормуються згідно з ГОСТом 18296–72 і поділяються на статичні та ударні. При статичних методах обробки робочий інструмент діє на поверхню зі сталою силою. При цьому сили інерції суттєво не впливають на поверхнєве пластичне деформування. За ударних методів зміцнення робочий інструмент багатократно діє на всю оброблювану поверхню чи її частини, при цьому діюча сила в кожному циклі змінюється від нуля чи від певного до максимального значення. Інструментами для поверхневого пластичного деформування можуть бути ролик, куля, дорн та ін.

Статичні методи зазвичай забезпечують меншу шорсткість поверхні. За допомогою ударних методів можливо досягти значного зміцнення оброблюваної поверхні, яке характеризується підвищенням мікротвердості, створенням залишкових стискаючих напружень та глибиною зміцненого шару. Проте обробка деякими ударними методами за ступенем зміцнення поступається обробці статичними методами, наприклад, при віброударній обробці ступінь зміцнення зазвичай менша ніж при накатуванні.

Обробка поверхні заснована на пластичному деформуванні тонкого шару металу порівняно зі шліфуванням, поліруванням та доводкою має ряд переваг [66], [67], [68], [69]:

- зберігається цілісність волокон металу й утворюється дрібнозерниста структура в поверхневому шарі;
- відсутнє викришування оброблюваної поверхні частинками шліфувальних кругів, полірувальних паст та ін.;
- відсутні термічні дефекти;
- стабільні процеси обробки, які забезпечують сталу якість поверхні;
- можливо досягати мінімального параметру шорсткості поверхні ($R_a = 0,1 \dots 0,05$ мкм та менше), зберігаючи початкову форму заготовок;
- можливо зменшити шорсткість поверхні в кілька разів за

один робочий хід інструменту;

- створюються позитивні залишкові стискаючі напруження у поверхневому шарі оброблюваного матеріалу;
- плавно і стабільно підвищується мікротвердість поверхні.

Поверхневий шар деталей при обробці методами поверхневого пластичного деформування формується в результаті взаємодії складних процесів, які проходять у зоні деформування та прилеглих зонах: багатократних пружних та пластичних деформацій, зміни міцності та пластичних властивостей металу, тертя й теплових процесів, зміни мікро- та макроструктури, мікрогеометрії поверхні та ін.

Основні параметри поверхневого пластичного деформування:

- пружна та пластична деформація в зоні деформування;
- площа контакту інструменту з оброблюваною поверхнею;
- сила дії на інструмент;
- напруження, що виникають під дією цієї сили;
- кратність прикладання сили.

Поверхневим пластичним деформуванням обробляють високонавантажені деталі машин і механізмів, від тримкості яких залежить надійність і довговічність конструкції загалом. Ефективність поверхневого зміцнення залежить від матеріалу, структури, виду напружено-деформованого стану, геометрії елемента конструкції та ін. Важливу роль відіграє вибір методу та режиму зміцнення.

До методів поверхневого зміцнення, які доцільно застосовувати для отворів, належать: дорнування, бар'єрне обтискування, розкочування стінок отвору.

Понад 35 років як стандартна технологія для затримання поширення втомних тріщин використовується холодна обробка тиском. Процес холодної обробки вносить залишкові окружні стискувальні напруження в кільцеву область навколо отвору (рис. 1.6), наявність яких стримує ріст і поширення тріщин. Холодне розширення отворів, розроблене Fatigue Technology Inch. (FTI) [70], отримують шляхом використання підвищеного тиску для пластичного деформування кільцевої зони навколо отвору (рис. 1.7).

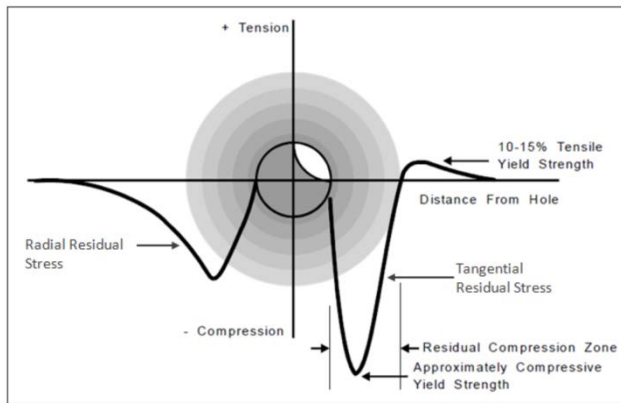


Рис. 1.6. Поле залишкових напружень після холодного розширення отвору [71]
Fig. 1.6. Residual Stress Field from Split Sleeve Cold Expansion [71]

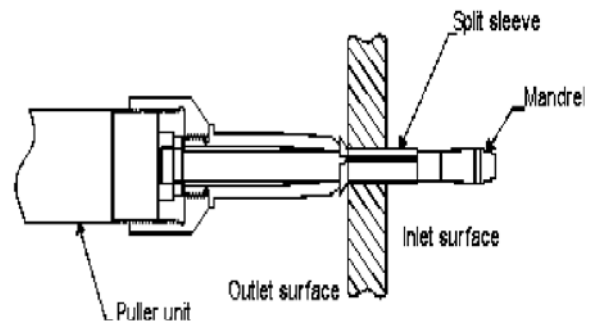


Рис. 1.7. Ескіз процесу холодного розширення отвору з розрізною втулкою, розроблений FTI [70]
Fig. 1.7. Split Sleeve Cold Expansion Assembly [70]

Дорнування поділяється на поверхневе та об'ємне. При поверхневому дорнуванні пластично деформується тільки поверхневий шар, а при об'ємному пластично деформується поперечний переріз оброблюваної деталі.

Шляхом поверхневого пластичного деформування підвищують втомну довговічність за малоциклової та багатоциклової втоми, за низьких і високих температур. Особливо ефективним є використання поверхневого зміцнення за наявності концентраторів напружень. Розрізняють концентратори двох видів: конструктивні (виточки, отвори, гантелі) й технологічні (пори, вирив металу, мікротріщини на поверхні, які виникають унаслідок механічної обробки деталі).

Довговічність деталей з концентраторами напружень після поверхневого зміцнення підвищується у 2 рази і більше [72, 73]. Обробка поверхневим пластичним деформуванням дозволяє частково або повністю нівелювати вплив концентраторів напружень та виробничих мікрodefektів. Зі збільшенням глибини залягання залишкових напружень та їх значення втомна довговічність зазвичай підвищується.

Позитивний вплив дорнування в елементах конструкції з отворами на довговічність, мікротвердість, шорсткість, залишкові стискаючі напруження підтверджено в працях В.В. Воронько [74], Ю.А. Воробйова [75], В.Ф. Скворцова [76], Н.Д. Gopalakrishna [77], Т.Ю. Степанова [78], Р. De Matos [79]. Збільшенням залишкових стискувальних напружень, яке проявляється у збільшенні коефіцієнта інтенсивності напруження відкриття тріщини, пояснюється підвищення довговічності, зменшення швидкості росту втомної тріщини й ширини втомних борозенок в околі отвору в алюмінієвій пластині після холодної обробки тиском, з використанням та званого методу розрізної втулки [79, 80]. Виявлено ефект витягування зерен у напрямку переміщення дорна і зменшення їх розмірів у перпендикулярному напрямку, а також формування значних залишкових напружень і зростання мікротвердості в тонкому шарі металу товщиною 150 мкм [81]. Це спричиняє значне зростання довговічності за багатоциклової втоми.

Вплив пластичного деформування отворів на залишкові напруження досліджено експериментально Х-променевим методом [79, 80, 82–84], фольговими датчиками [85, 86], методом вирізування диска з пластини, так званим Sachs методом [87], а також аналітичними [82] і чисельними методами [88–96]. Для отримання двовимірної області залишкових напружень запропоновано також так званий контурний метод [97], який добре узгоджується з результатами моделювання скінченими елементами й може бути потужною альтернативою сучасним методам вимірювання залишкового напруження.

Виявлено експериментально та підтверджено методом скінчених елементів, що залишкові стискувальні напруження в околі отвору більші з боку виходу дорна порівняно з боком входу [98, 99]. Це є причиною того, що втомні тріщини швидше зароджуються на краю отвору з боку входу дорна [72, 93]. Вказаний ефект усуває технологія подвійного дорнування, коли симетричний дорн на другому етапі переміщається в зворотному напрямку (рис. 1.8) [98]. Зазначена технологія подвійного дорнування дозволяє досягнути з боку входу кінцевого інструменту залишкових напружень, сумірних із

напруженнями на протилежному боці.

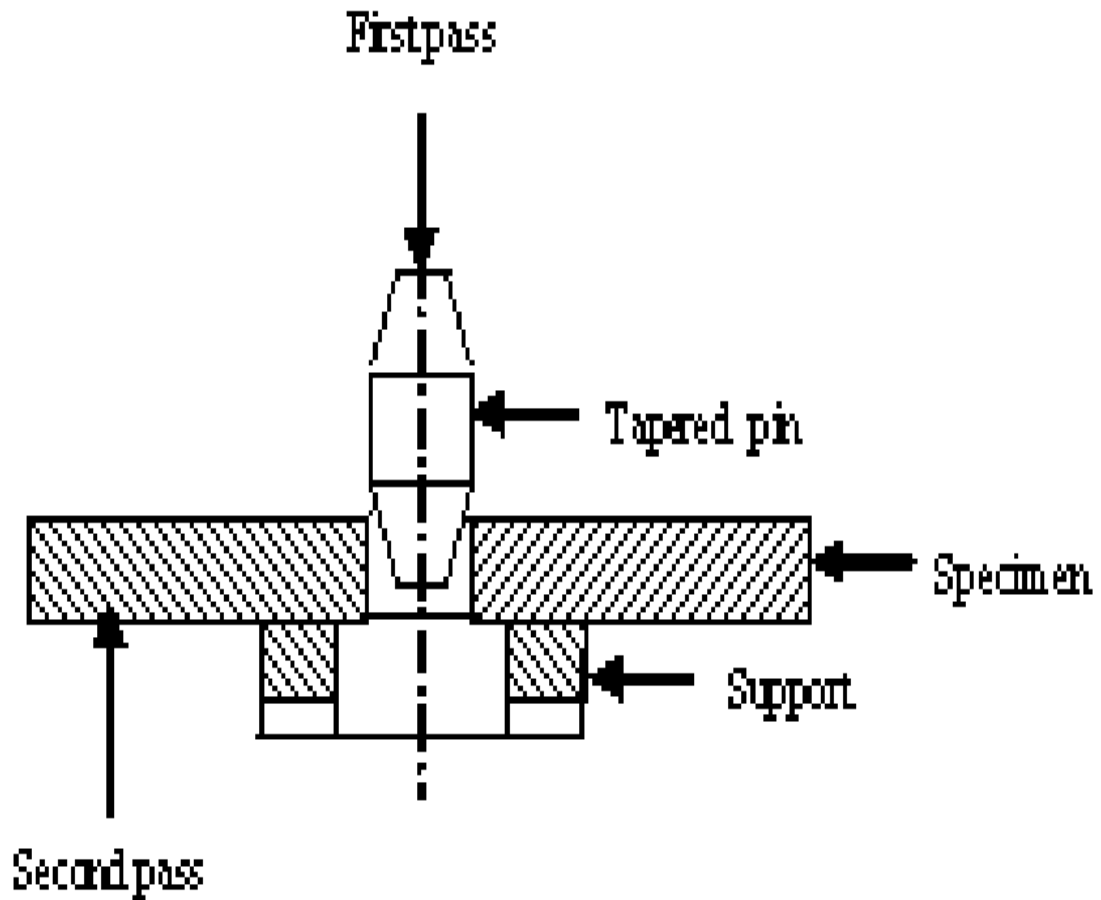


Рис. 1.8. Схема подвійного холодного розширення з використанням конічного дорна [98]

Fig. 1.8. Double cold expansion process using tapered pins [98]

Досліджено оптимальну величину натягу дорнування за критерієм максимальних стискувальних напружень і максимальної втомної довговічності [100, 101]. Зокрема виявлено, що залишкові напруження в пластині з алюмінієвого сплаву 2024 T3 товщиною 4 мм і діаметром отвору 10 мм зростали із збільшенням відносного розширення отвору i до 5%, але зменшувалися при $i = 6\%$. Це вказує на те, що спроба розширити отвори понад 5% не є ефективною для досягнення зміцнення отворів [101].

Запропоновано метод визначення оптимального ступеня холодного розширення для різних матеріалів за допомогою методу

скінченних елементів [100]. Високі еквівалентні напруження фон Мізеса навколо розширеного отвору в процесі холодного розширення можуть спричинити місцеві пошкодження. Граничне напруження, що відповідає точці нестійкості на дійсній кривій напруження – істинна деформація, використовувались для визначення оптимального ступеня холодного розширення.

Досліджено [101] вплив геометрії дорна (куля або конус) на максимальні залишкові напруження стиску та довговічність експериментальних зразків. Виявлено, що дорн конічної форми забезпечує до 1,6 раза більші стискувальні напруження в алюмінієвому сплаві 2024 T3 товщиною 4 мм і підвищує втомну довговічність до 6 разів за натягу дорнування 5%. Проте при випробуваннях на втомлюваність при розтягуванні, зразків із центральним отвором, виготовлених із алюмінієвого сплаву, не виявлено впливу холодного розширення отворів за допомогою сталевих сферичних куль на втомну довговічність [102]. Цей висновок частково підтверджується нещодавно опублікованими результатами досліджень, де моделі скінчених елементів використовували для прогнозування розподілу залишкових напружень. Результати показали, що іноді розтягувальні, а не стискувальні залишкові напруження можуть виникати на краю отвору після холодного формування.

За допомогою методу скінчених елементів досліджено [74], що геометричні параметри дорна, зокрема передній (α) та задній (β) кути суттєво впливають (рис. 1.9) на геометричні параметри вихідного отвору та мікротвердість поверхні на краю отвору. Отримано, що корсетність отворів при квазістатичному дорнуванні на 10–20% більша ніж при швидкісному зміцненні. Відхилення твірної після швидкісного й квазістатичного дорнування знаходиться в межах H9 – H8 квалітетів, а шорсткість поверхні отвору після розвертання знаходиться в межах Ra 2 ... 0,3. Швидкісне дорнування дозволяє поліпшити якість поверхні до Ra 1,1 ... 0,3 при $\beta = 5^\circ$ і до Ra 0,6 ... 0,3 при $\beta = 3^\circ$, а також підвищити на 45% твердість матеріалу зразка поблизу стінки отвору порівняно з квазістатичним [74].

Показано, що збільшення швидкості дорнування до 3-х разів

збільшує відносне розширення отвору [103, 104] та залишкові стискувальні напруження [104], а, отже, і втомну довговічність елементів конструкцій з отворами [75].

Дорнування істотно впливає на місце зародження та форму фронту втомної тріщини, які є відмінними від вказаних параметрів для недеформованого отвору [72, 105–107].

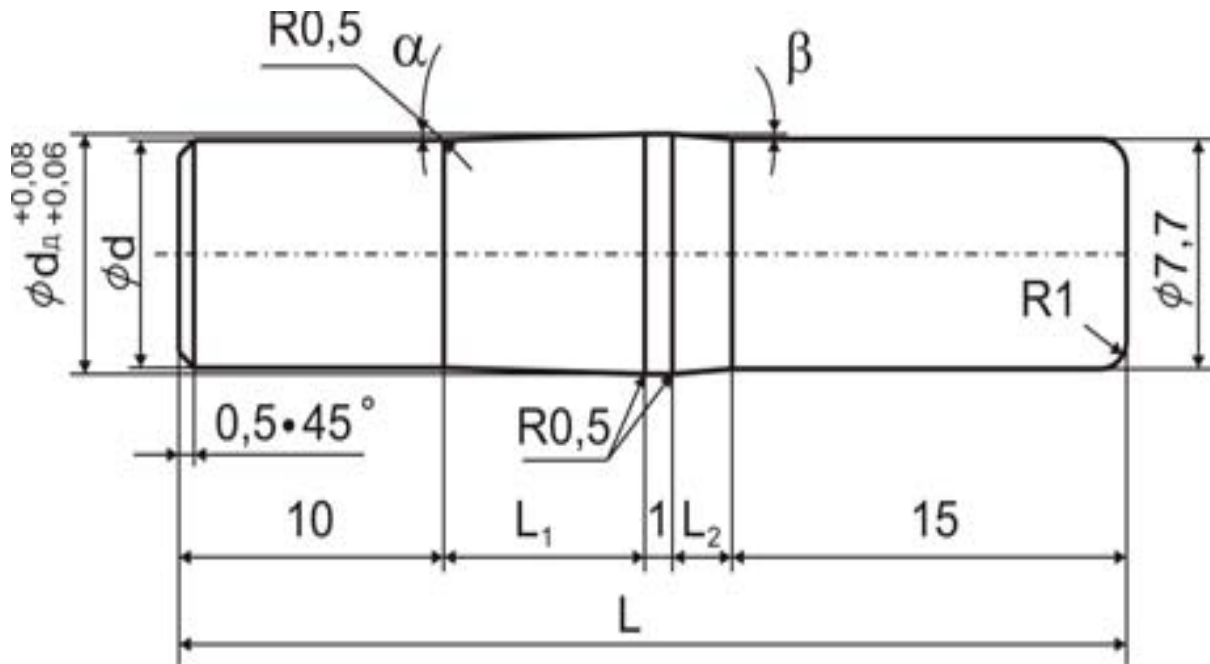


Рис. 1.9. Розміри дорна [74]

Fig. 1.9. Mandrel sizes [74]

Відомий також метод бар'єрного обтискування, який полягає у відштамповуванні навколо отвору сегментних лунок, які створюють залишкові стискувальні напруження й підвищують у понад 10 разів втомну довговічність елемента конструкції [108, 109].

На основі дослідження розвитку пластичної деформації в алюмінієвих пластинах 7050, що містять прості отвори та холодно розширені отвори за різних умов циклічного навантаження виявлено, що значне продовження терміну експлуатації можна отримати для пластини з отвором, який зміцнюється за допомогою холодного розширення з розрізною втулкою після певного періоду

навантаження сталою амплітудою або польотним спектром [103, 110]. Зокрема, зразки з алюмінієвого сплаву 2024-T351 попередньо навантажували до 25, 50 і 75% базового терміну втомлюваності вихідного зразка, а потім холодно розширювали перед циклічним навантаженням до зруйнування. Експериментальний тест розроблено, аби забезпечити тісне порівняння зі стандартною практикою технічного обслуговування конструкцій літальних апаратів і використовував спектр FALSTAFF, який був отриманий з фактичного спектру в польоті. Результати випробувань показали, що холодне розширення отворів із частковим терміном експлуатації може суттєво збільшити залишкову довговічність. Проте фактична користь методу залежить від ступеня попереднього циклічного напруження та довжини існуючих тріщин, коли отвір піддається холодному деформуванню.

Запропоновано метод комбінованої обробки холодним розширенням та тертям отворів кріплення в пластинах із алюмінієвого сплаву Al-2014-T6, де холодний розширювальний інструмент обертається і, отже, тертя переміщує циліндричну поверхню отвору кріплення, розширюючи її [111]. Результати вказують на ефективність використання наночастинок Al_2O_3 , які містяться у твердому мастил, і як середовища при комбінованому холодному розширенні та обробці поверхні алюмінієвого сплаву Al-2014-T6 для поліпшення цілісності поверхні й втомної довговічності.

Окремі роботи присвячено дослідженню впливу холодної обробки отворів з пітінгами на втомну довговічність [58, 112]. Кородовані зразки кріпильних отворів, що складаються з алюмінієвого сплаву 7B04-T6, піддавали холодному розширенню і випробуванню на втому [112]. Холодне розширення призвело до поліпшення цілісності поверхні та істотного зменшення агрегатних пітінгових ямок на поверхні корозійного отвору, а також до внесення залишкових стискаючих напружень. У середньому втомна довговічність зразків після холодного розширення отворів з деформацією $i = 3,2\%$ була у 2 рази більшою, а після $i = 5,7\%$ – у

3 рази, ніж кородованих зразків.

Відомі підходи для прогнозування втомної довговічності пластин із отворами, зміцненими холодним пластичним деформуванням [91, 93]. Метод холодного розширення змодельований для тріщин і тріщин біля отворів методом скінчених елементів. Вплив залишкових напружень враховується для прогнозування довговічності на стадії росту втомної тріщини за допомогою моделі Вілленборга. В результаті холодного розширення досягається значне уповільнення швидкості FCG та збільшення довговічності.

З використанням чисельного методу та експериментально досліджено вплив процесу холодного розширення на втомну поведінку гібридних (скріплених болтами) подвійних зсувних алюмінієвих з'єднань [113]. Для цього виготовлено шість партій зразків із листа алюмінієвого сплаву 7075-T6 у простій та гібридній групах. Проста група складалася з простих пластин із холодним розширенням $i = 1,5\%$ та $4,7\%$ холодного розширення партій. Гібридна група складалася з гібридних пластин з холодно розширеними отворами ($i = 1,5\%$) та холодних розширених гібридних партій ($i = 4,7\%$). Усі зразки після складання були піддані циклічному навантаженню. Виявлено, що холодне розширення отворів збільшує втомну довговічність зразків гібридної та простої груп. Це збільшення більш помітне зі збільшенням ступеня холодного розширення та при менших навантаженнях. Крім того, темпи зростання тріщин у гібридній групі повільніші, ніж у групі простих.

Досліджено вплив холодного розширення отворів на втомну довговічність пластин з алюмінієвого сплаву 2024-T3, що використовуються в конструкціях, які працюють за схемою подвійного зсуву [114]. Експериментальні та чисельні результати показали, що холодне розширення отворів покращує втомну довговічність пластин за низьких рівнів навантаження та більших значеннях натягу розширення. Однак покращення втомної пластини є меншим у подвійних зсувних з'єднаннях порівняно з однією холодною зміцненою пластиною.

Показано високу ефективність використання методу двовимірного картографування залишкових деформацій, індукованих холодним розширенням та обробкою зразків із алюмінієвих сплавів лазерним імпульсом за допомогою методу крайової трансмісії нейтронів Брегга [115]. Результати співвідносяться з вимірами, отриманими за допомогою звичайної нейтронної дифракції та поступового свердління отворів. Варіація залишкової деформації навколо холодно розширеного отвору та глибина стискаючої залишкової деформації, що утворюються в процесі розширення, були зафіксовані з високою просторовою роздільною здатністю, демонструючи переваги передавання нейтронів перед іншими добре відомими методами вимірювання деформації.

На ефективність методу холодного розширення отворів може впливати взаємне розміщення отворів в елементі конструкції. Взаємодія сусідніх отворів змінює величини та розподіл створюваних залишкових напружень і, отже, їх вплив на втомну довговічність [116]. Також було досліджено перерозподіл залишкових напружень, спричинених вирізом, нанесеним між двома сусідніми отворами [117]. Для оцінювання розподілу залишкових напружень в алюмінієвій пластині 6082-T6 із двома сусідніми отворами, розширеними послідовно при натягу, що дорівнював 4%, використовували аналіз скінчених елементів та експериментальну техніку. Виявлено, що залишкові напруження поблизу другого холодно розширеного отвору значно нижчі, ніж напруження біля першого отвору, і що процес різання не впливає на залишкові напруги стиску навколо цих отворів. Отже, ці ефекти можуть затримати поширення втомної тріщини з холоднодеформованих отворів або вирізів між ними.

Досліджено перерозподіл залишкових напружень за сталої амплітуди навантаження в околі холодно розширених отворів з натягом 4% [118]. Встановлено, що зменшення залишкового поля напружень поблизу отвору відбулося внаслідок ініціювання та зростання невеликих втомних тріщин. Виявлено, що тріщини зароджуються як поблизу, так і нижче межі втоми, але згодом

затримуються, стабілізуючи загальний профіль залишкового напруження.

Холодне розширення отворів та встановлення перешкод (встановлення в отвір штифта з натягом) можуть підвищити втомну довговічність одиночних пластин із алюмінієвого сплаву 7075-T6 [89]. Для вивчення комбінованого впливу двох методів на втомну довговічність використано метод чисельного аналізу, а для прогнозування втоми – метод Сміта-Ватсона-Топпера. Результати моделювання показали, що в порівнянні з вдосконаленими зразками з використанням однієї техніки, зразки покращені з допомогою комбінованої техніки, що мають натяг 4% за рахунок розширення холодом та натяг 2% за рахунок запресовування штифта, збільшують термін служби втоми на 12–38%.

Зразки з холодно розширеними отворами на практиці використовують у болтових і клепаных з'єднаннях, що мають іншу втомну поведінку, ніж зразки з відкритими отворами. Випробування на втому та чисельне моделювання проведені для вивчення ролі сили затискування болтів на розподіл залишкових напружень, втомної довговічності та тип руйнування болтових зразків із зміцненими отворами [119, 120]. Аналіз результатів показує, що затискування болтів сприяє більш позитивному ефекту та додатково збільшує втомну довговічність. Однак це також може змінити механізм руйнування з втоми на фретінг-втому [119].

Експерименти й чисельне моделювання фретінг-втоми на пластинах з холодно розширеними отворами для дослідження впливу сили контакту на втомне руйнування в околі отворів свідчать, що високий ступінь холодного розширення отвору не збільшує втомну довговічність [121]. Більше того, величина сили тертя є низькою на ранніх циклах випробувань і збільшується, досягаючи стабілізованого значення. Виявлено, що геометричні зміни, які відбуваються на поверхні пластини під час процесу холодного розширення з високим натягом, є основною причиною цього явища, тоді як підвищена твердість навколо отвору є допоміжним фактором.

У конструкції крила транспортного літака присутні

функціональні отвори, наприклад для комунікацій, кріплення стиків панелей лонжерона, які ще недостатньо досліджені. Для забезпечення необхідного ресурсу використовується монолітне потовщення навколо отвору або підсилюючі накладки. Оскільки функціональних отворів у лонжероні крила літака є досить багато, то це збільшує масу крила літака.

До виробництва елементів конструкцій з високим опором втомі підходить технологія холодного розширення отворів, яка задовольняє зростаючі потреби в невеликій вазі та довговічності конструкцій літальних апаратів [122]. Це може покращити втомлюваність у кілька разів без будь-якого додаткового збільшення ваги. Технологія холодного розширення отвору широко застосовується у виробництві та ремонті як винищувачів, так і комерційних літаків, і стала точкою досліджень у зміцненні технології. В останні роки методи холодного розширення отворів, залишкові напруження навколо розширених отворів, поведінка ініціювання та розповсюдження втомної тріщини та тривалість втоми після холодного розширення широко досліджуються за допомогою безлічі експериментів та моделювання кінцевих елементів. Представлено аналіз стану досліджень технології холодного розширення отворів за останні двадцять років [122]. За допомогою аналізу сучасних характеристик і дефектів технології холодного розширення отвору в поєднанні з реальними потребами в проектуванні й виробництві літаків нового покоління, представлені тенденції розвитку та нові напрямки досліджень для реалізації точного та високоефективного виробництва конструкцій з високим опором втомі.

Зараз в аерокосмічній промисловості широко застосовується холодне розширення отворів кріплення для збільшення витривалості планерних конструкцій. Хоча існує ряд методів холодного розширення отворів, процес холодного розширення з розділеними втулками є найприйнятнішим і часто використовується на етапах ремонту та виробництва як військових, так і цивільних літаків [118].

У літакобудуванні поверхневе пластичне деформування є ефективним способом підвищення втомної довговічності вільних

отворів, наприклад для болтових і заклепкових з'єднань та ін. [86, 92], отворів перетікання пального [123]. Проте вказана технологія зміцнення таких отворів використовується в авіації недостатньо. Це пов'язано з низькою продуктивністю, обмеженістю двостороннього доступу, високою вартістю та ін. Тому доцільно застосовувати дорнування для важливих одиничних отворів, наприклад функціональних отворів у лонжеронах та стрингерах крила транспортного літака (стики панелей лонжерона, отвори для комунікацій, перетікання пального та ін.) [86].

РОЗДІЛ 2.

МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕННЯ ВТОМНОГО РУЙНУВАННЯ ПЛАСТИН ІЗ ОТВОРАМИ

2.1. Зразки з отворами, технологія їх зміцнення

Характеристики механічних властивостей алюмінієвого сплаву Д16чТ визначали відповідно до вимог ДСТУ EN 10002 [124].

Для досліджень на втому використовували плоскі веслоподібні зразки товщиною 6 мм з алюмінієвого сплаву Д16чТ з центральним отвором, виготовлені згідно з [125]. Зразки вирізували з листа вздовж напрямку прокатування таким чином, щоб забезпечити L-T орієнтацію тріщини. Робочу поверхню зразка шириною ≈ 20 мм уздовж напрямку РВТ додатково полірували до рівня шорсткості $R=0,05$. На цій поверхні перпендикулярно до напрямку РВТ наносили дискретну розмітку з кроком $1 \pm 0,01$ мм. Для цього використовували спеціальне тарувально-розмічувальне пристосування, виготовлене на основі механізму мікроподачі мікроскопа, уніфікованої мікрометричної головки МГ – 0,01 та індикатора годинникового ИЧТ – 0,001 [126]. Геометрію та фото досліджуваних зразків наведено на рис. 2.1.

Тріщина під час підростання змінювала свою конфігурацію від кутової до наскрізної (рис. 2.1 б). Для описування поширення тріщини вимірювали її довжину a вздовж циліндричної поверхні отвору та на лицевій і тильній поверхнях зразка c_1 і c_2 відповідно (рис. 2.1 б). Для позначення місця зародження втомної макротріщини використовували символи А, В, С, D. Відповідно А і В – це лицева сторона зразка (вхід дорна), С і D – тильна сторона зразка (вихід дорна) (рис. 2.1 а).

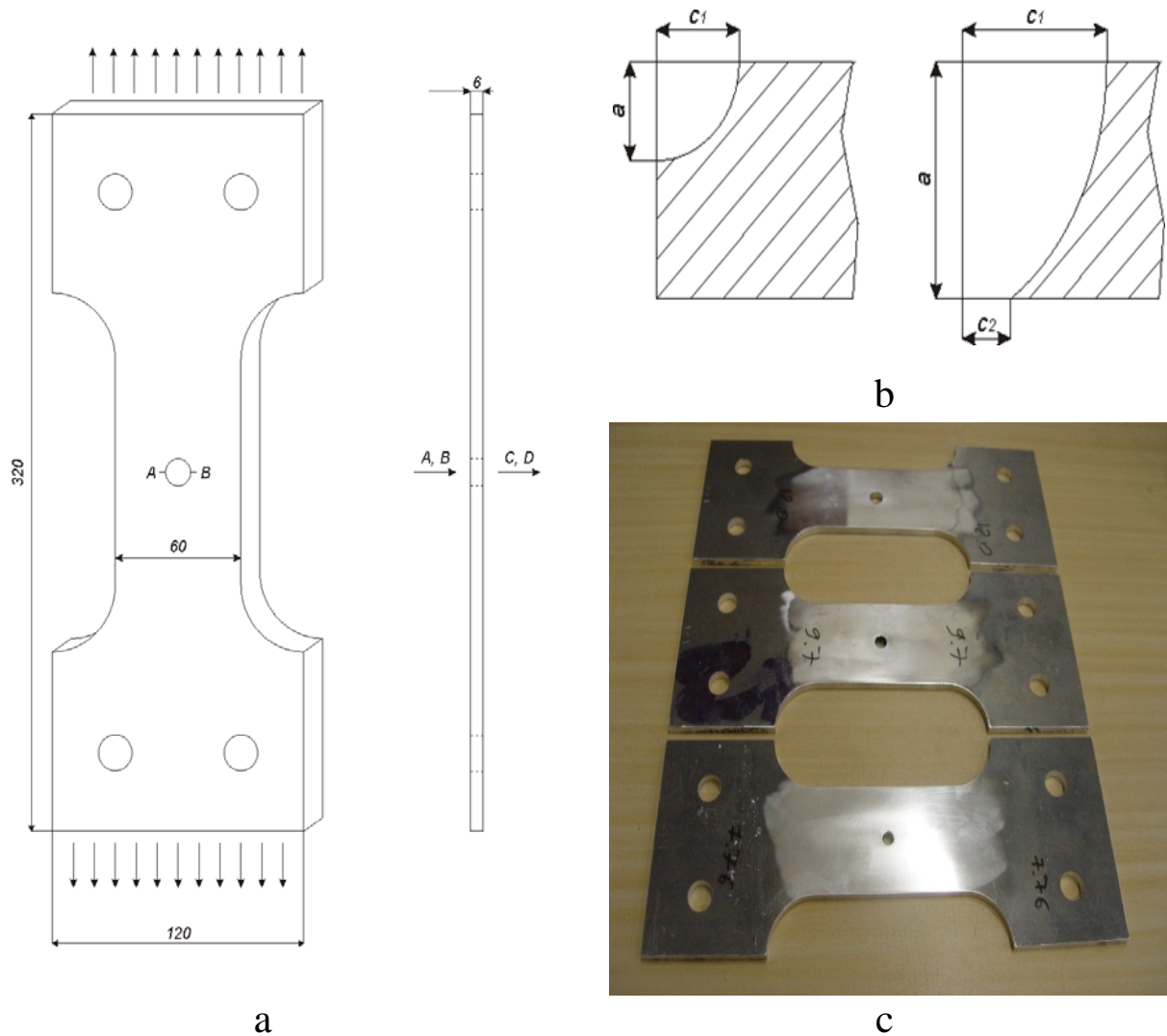


Рис. 2.1. Зразки для випробування втомою: а – креслення зразків та напрямок дорнування (А і В – вхід дорна, С і D – вихід дорна);
 б – форма фронту тріщини (a – довжина тріщини вздовж циліндричної поверхні отвору; c_1 – довжина тріщини на вході дорна; c_2 – довжина тріщини на виході дорна); с – фото зразків

Fig 2.1. Specimens for fatigue test: a – dimension of specimen and direction of cold expansion (A and B – entrance face of mandrel, C and D – exit face of mandrel); b – schematic crack extension (a – length of crack along thickness of specimen; c_1 – length of crack on entrance face of mandrel; c_2 – length of crack on exit face of mandrel); c – photo of specimens

2.2. Формули для визначення коефіцієнтів інтенсивності напружень тріщин біля отворів

У зоні конструктивних концентраторів напружень в авіаційних конструкціях виникають експлуатаційні втомні тріщини. Для визначення граничного стану таких елементів конструкцій використовують підходи механіки руйнування, а їх ресурс встановлюють за критерієм допустимої пошкоджуваності, базуючись на характеристиках в'язкості руйнування, залишкової міцності, циклічної тріщиностійкості [16], [127]. Проблема малих тріщин є однією з найактуальніших. Ці тріщини з'являються перш за все в околі отворів (кріпильних, оглядових тощо). Застосовуючи механіку руйнування до таких тріщин, необхідно знати напружено-деформований стан (НДС) біля їх фронту, який визначається відповідними КІН.

Для оцінювання НДС в околі наскрізних тріщин, які виходять з отворів майже довільної конфігурації, можна отримати завдяки ефективним чисельним методам. Однак насправді тріщини біля отворів часто кутові (тобто чвертьеліптичні в перерізі), розташовані на перетині поверхні вирізу й бокової поверхні деталі, а також півеліптичні всередині вирізів. Такі тріщини поширюються від одного, двох або кількох осередків з одного або обох боків отвору, поступово проростають по товщині пластини і тріщина стає наскрізною. Задачі для визначення КІН поверхневих і кутових тріщин тривимірні, їх розв'язки значно складніші, ніж двовимірних. Тому формули для КІН наближені й містять поправкові функції, побудовані на підставі певних аналогій і припущень. Огляд коефіцієнтів інтенсивності напружень для тріщин біля отворів подано, зокрема в праці [16].

Коефіцієнт інтенсивності напруження для пластини з отвором з однією чи двома колінеарними радіальними тріщинами можна визначити за формулою Bowie [128]

$$K_I = \sigma \cdot \sqrt{\pi a} \cdot f(a/D), \quad (2.1)$$

де σ – номінальні напруження; a – довжина тріщини, яку вимірюють від краю отвору діаметром D . Значення функції $f(a/D)$, що враховує отвір, для однієї f_1 та двох f_2 симетричних радіальних тріщин наведено на рис. 2.2 [16]. Функцію f у формулі (2.1) для однієї і двох тріщин наближено можна визначити за формулою [16]

$$f_1 = \sqrt{\frac{(D/a + 1)}{2}} \quad \text{та} \quad f_2 = (D/2a + 1). \quad (2.2)$$

Порівняння розрахунків за формулами (2.1) і (2.2) показує (рис. 2.2), що різниця між ними невелика.

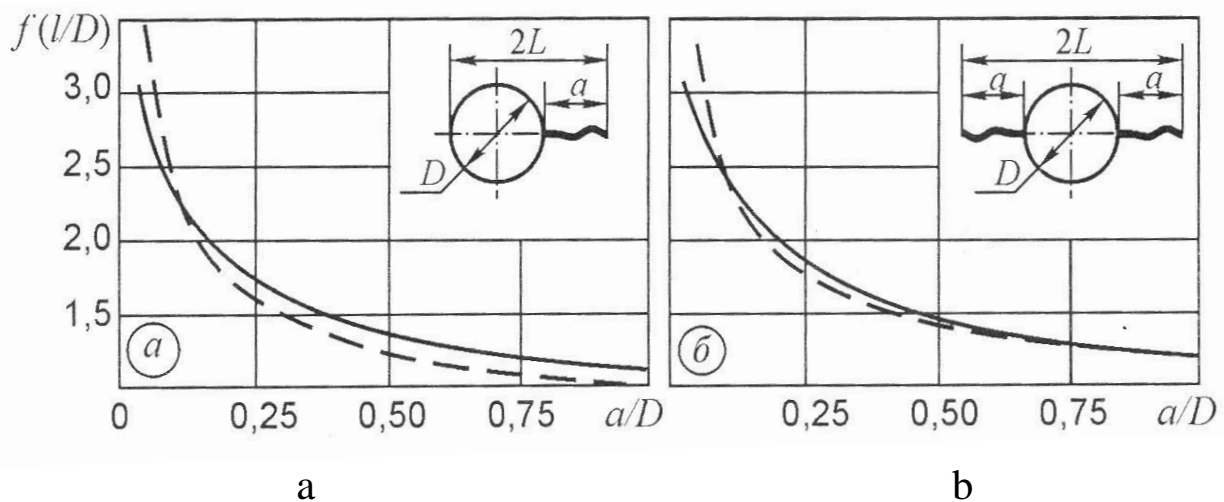


Рис. 2.2. Порівняння поправкової функції $f(a/D)$, розрахованої Бові [128] (суцільна лінія) та за наближеною формулою (2.2) (штрихова) [16] для однієї (а) та двох (б) тріщин

Fig. 2.2. Comparison of the correction function $f(a/D)$ calculated by Bowie (solid line) [128] and by the approximate formula (2.2) (dashed) [16] for one (a) and two (b) cracks

Для обчислення КІН у вершині коротких симетричних тріщин завдовжки a_s (рис. 2.3), що виходять з центрального отвору радіуса R у прямокутній пластині шириною W і товщиною t під дією розтягувальної сили F , запропоновано апроксимаційну формулу [16], отриману на підставі розв'язку [129]

$$K_{Is} = \frac{F\sqrt{\lambda_s}}{t\sqrt{W}} (b_0 + b_1\lambda_s + b_2\lambda_s^2 + b_3\lambda_s^3), \quad (2.3)$$

де $\lambda_s = a_s/W$, b_0, b_1, b_2, b_3 – коефіцієнти [16].

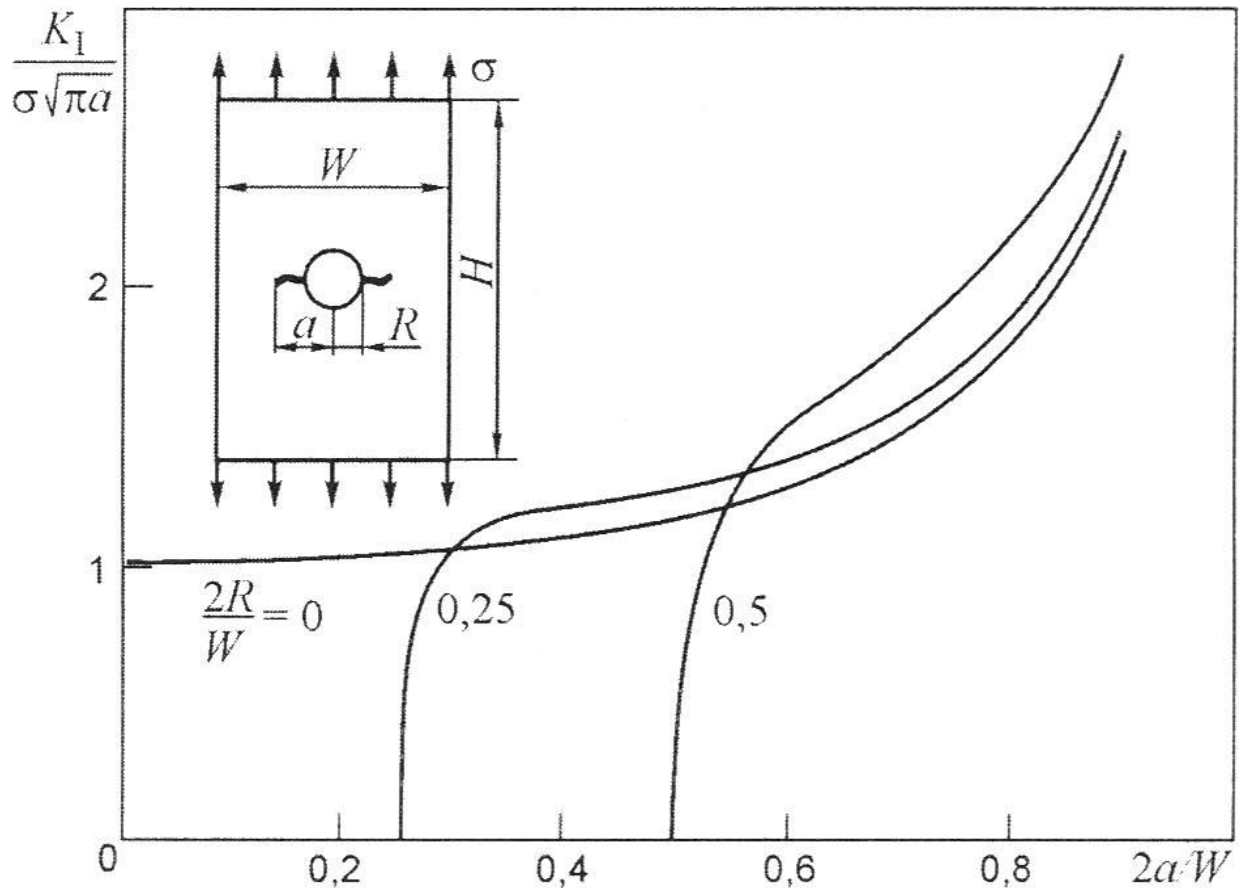


Рис. 2.3. Коефіцієнт інтенсивності напружень для симетричних тріщин, що виходять з отвору в прямокутній пластині за одновісного розтягу [16]

Fig. 2.3. Stress intensity factor for symmetrical cracks extending from a hole in a rectangular plate under uniaxial tension [16]

Під час випробувань зразків з центральним отвором тріщина, як правило, зароджується неодноразово з обох його боків. Тому важлива задача визначення КІН біля вершин двох тріщин різної довжини, що виходять з отвору. Для прямокутної пластини (рис. 2.4) значення КІН знайдено МСЕ для довжин тріщин $a \geq 0,1R$ з відносною похибкою в межах кількох відсотків (тут $R = D/2$) [130, 131].

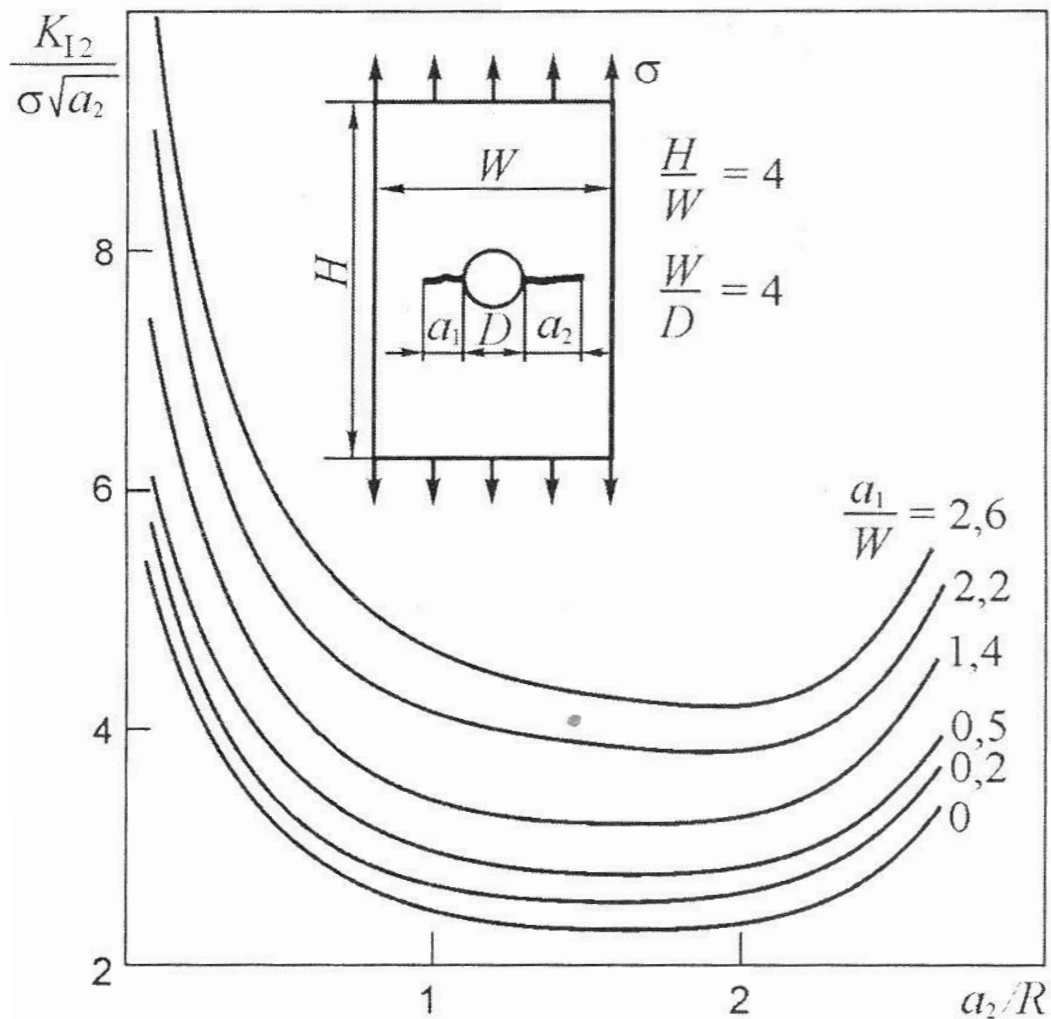


Рис. 2.4. Коефіцієнт інтенсивності напружень для двох тріщин різної довжини, що виходять з одного кругового отвору в прямокутній пластині за одновісного розтягу [130, 131]

Fig. 2.4. Stress intensity factor for two cracks of different lengths at circular hole in a rectangular plate under uniaxial tension [130, 131]

Задачі про визначення КІН уздовж контуру поверхневих півеліптичних тріщин у пластинах (рис. 2.5) розв'язували багато дослідників, зокрема [129]. Порівняння відомих формул для найпростішого випадку навантаження (розтяг пластини) показало, що для малих тріщин значення КІН, підраховані за різними формулами, узгоджуються в допустимих межах [16]. Однак з ростом глибини тріщини різниця між ними стрімко зростає, досягаючи 80% для тріщин, відношення $b/t = 0,8$ (глибини тріщини до товщини пластини).

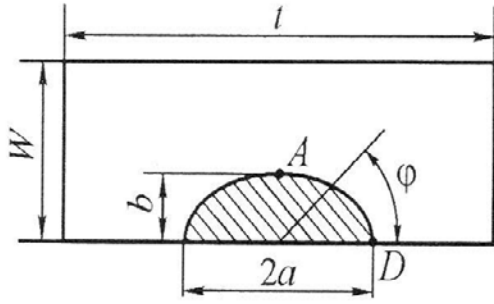


Рис. 2.5. Поверхнева півеліптична тріщина в смузі
Fig. 2.5. Semielliptical crack in the strip

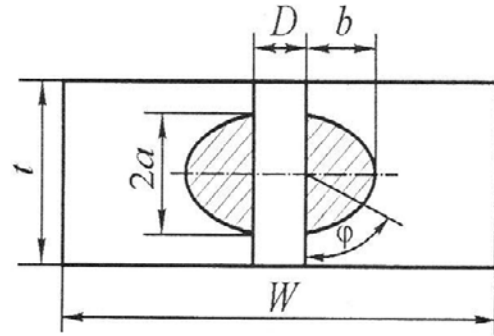


Рис. 2.6. Півеліптичні тріщини, що виходять на поверхню отвору
Fig. 2.6. Semielliptical symmetrical cracks near the hole

Кращими виявилися результати розрахунку методом просторових скінченних елементів, які описують аналітичні залежності [132, 133]

$$K_I(\varphi) = K_{Ie} F\left(\frac{b}{a}, \frac{b}{W}, \frac{b}{t}, \varphi\right), \quad (2.4)$$

де K_{Ie} – КІН для еліптичної у плані тріщини в просторі; F – поправкова функція.

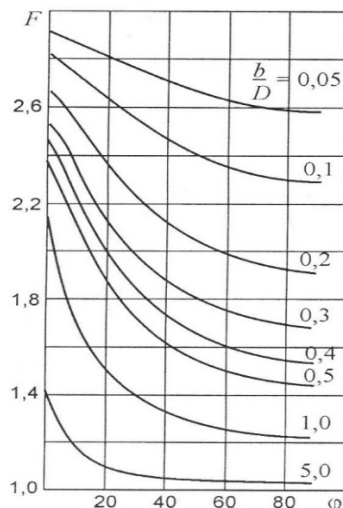


Рис. 2.7. Поправкова функція $F(b/D, \varphi)$ для обчислення КІН для двох симетричних (рис. 2.6) півеліптичних тріщин біля отвору [134]

Fig. 2.7. Correction function $F(b/D, \varphi)$ for calculating SIF for two semielliptical symmetrical cracks near the hole (fig. 2.6) [134]

Графіки поправкової функції F для рівняння (2.4) у випадку двох симетричних півеліптичних тріщин (рис. 2.6) наведено на рисунку 2.7 [134].

Запропоновано інженерну формулу для визначення КІН у точці А (рис 2.8 а) [135]

$$K_I = \frac{\sigma}{E(k)} \sqrt{\frac{\pi a^2}{b}} f(b/D), \quad (2.5)$$

де σ – номінальні напруження; a і b – півосі еліпса, паралельні осі отвору та поверхні зразка відповідно; $f(b/D)$ – поправкова функція Бові; $E(k)$ – повний еліптичний інтеграл другого роду [16].

Для чверті кола ($b = a$) рівняння (2.5) набуває вигляду [16]

$$K_I = 2\sigma \sqrt{\frac{a}{\pi}} f(a/D). \quad (2.6)$$

Наведені формули не враховують зміну K_I уздовж фронту тріщини, відносяться до деякої середньої її довжини й справедливі, якщо $a < 0,5t$.

Зовсім інший підхід ґрунтується на тому, що отвір та тріщину об'єднують в одне ціле так само, як для наскрізної тріщини, а кутову тріщину розглядають як частину еліптичної з півосями a і b (рис. 2.8. б) [136].

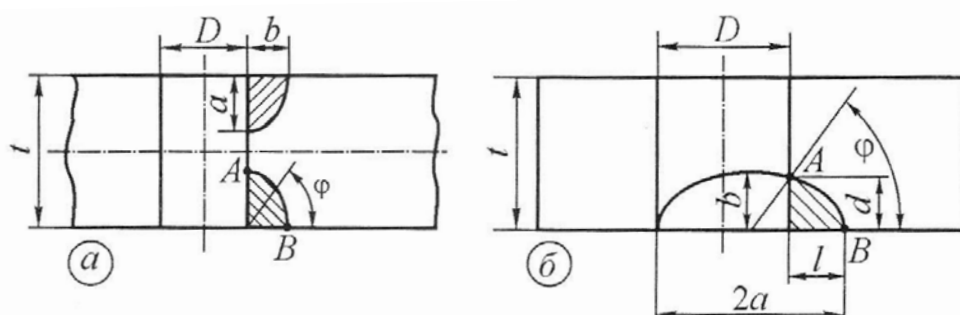


Рис. 2.8. Кутові тріщини (а) та схема визначення ефективної еліптичної тріщини (b) [16], [136]

Fig. 2.8. Corner cracks (a) and scheme for determining the effective elliptical crack (b) [16], [136]

КІН в точці A перетину фронту тріщини з отвором визначаємо за формулою [136]

$$K_I = 1,2 \frac{\sigma \sqrt{\pi d}}{E(k)} \left\{ \frac{d^2(d+l)^2(D-l)^2 + 4d^2(D+l)^2 D l}{4D^2 l^2 [4d^2 - (D-l)^2]} \right\}^{1,4}, \quad (2.7)$$

причому еліптичний інтеграл $E(k)$ обчислюємо коли $a/b = l/\sqrt{Dl}$.

2.3. Дослідження зародження та поширення втомних тріщин

Для забезпечення необхідної точності навантажування, можливості подальшого автоматизованого опрацювання великих масивів експериментальних даних у роботі використовували електрогідравлічну випробувальну машину СТМ–100 виробництва АНТК імені О.К. Антонова. Керування електрогідравлічною машиною здійснюється за допомогою ПК, який з'єднується з нею через контролер моделі В1–07–005 виробництва TESTRESOURCES ASIA BiSS. Машина забезпечує випробування за статичного або циклічного одновісного розтягу-стиску, за коефіцієнта асиметрії циклу навантаження $-1 \leq R \leq 1$. Форма циклу навантаження: лінійна, прямокутна або синусоподібна. Керування машиною можна здійснювати, контролюючи задане зусилля P (м'яке навантаження) чи деформацію ε (жорстке навантаження). Похибка сигналу завдання і точність вимірювання контрольованих величин не перевищує 1% максимального значення встановленого масштабного діапазону. Основні технічні характеристики машини наведено в табл. 2.1.

Таблиця 2.1

Технічні характеристики електрогідравлічної
випробувальної машини СТМ-100

Межі зусилля статичного розтягу-стиску	0...100 kN
Межі зусилля циклічного навантаження	± 80 kN
Робоча частота циклічного навантаження	0,005... 100 Hz

Продовження таблиці 2.1

Максимальний тиск гідросистеми	27,5 МПа
Продуктивність гідростанції	12...22 l/min
Споживана потужність електродвигуна	11 kW
Хід робочого штока	0...100 mm
Діапазон давача переміщення плунжера	0...100 mm
Діапазон вимірювання зусиль динамометром	± 100 kN
Масштабування керуючого параметра	1:1; 2:1; 5:1

Для керування машиною СТМ-100 через персональний комп'ютер використовується програмне забезпечення (базовий модуль) MTL32 Base Module, в якому задаються усі робочі параметри: аварійні межі каналів, коефіцієнти регулювання апаратні й програмні, встановлюються лічильники. Випробування проводяться в модулі TestBuilder.

MTL32 Base Module та TestBuilde забезпечують виконання таких функцій:

- підготовку параметрів і конфігурацію одного з керуючих каналів (P, E, S);
- підготовку параметрів і конфігурацію за чотирма незалежними вимірювальними каналами ($P, E1, E2, S$);
- підготовку й реалізацію програми керуючого і вимірювальних каналів;
- реєстрацію вибраних керуючих і контрольованих параметрів випробувань, а також їх виведення на екран ПК або експорт у документ формату Microsoft Excel;
- контроль виконання програми випробувань і установлених аварійних меж каналів;
- можливість зміни програми каналів під час випробувань або її зупинки з наступним продовженням з місця зупинки, або виходом на заданий рівень статичного навантаження.

Для забезпечення можливості циклічного навантаження плоских зразків використовували затискувачі, конструкція яких наведена на рис. 2.9 [137].

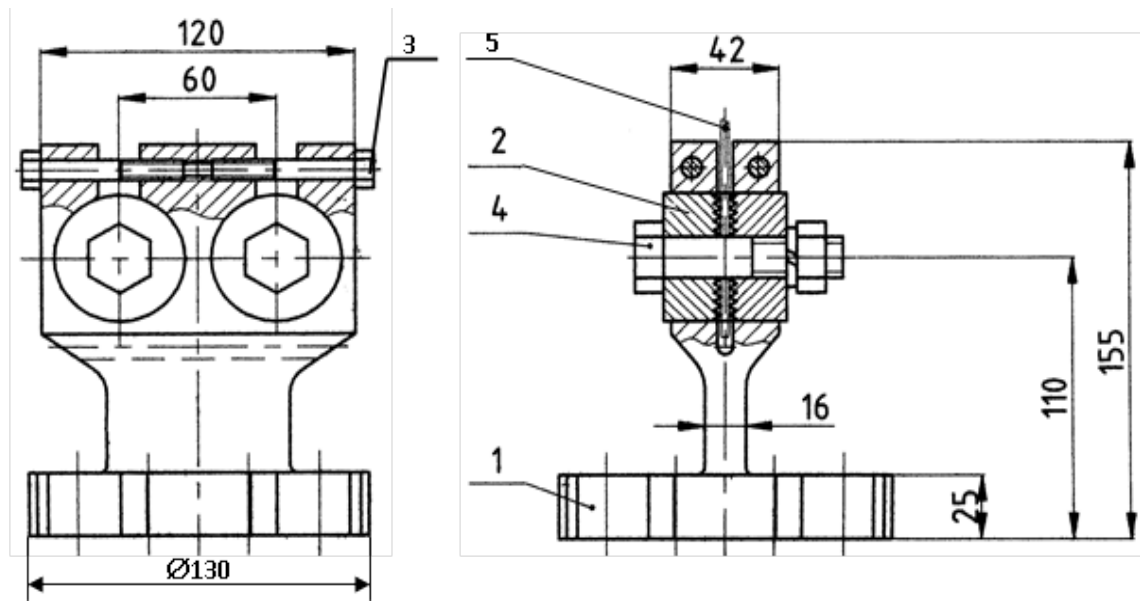


Рис. 2.9. Конструкція затискувачів для передавання зусиль від випробувальної машини СТМ-100 до плоских зразків [137]

Fig. 2.9. Design of clamps for transmitting forces from STM-100 test machine to flat specimens [137]

При розробленні конструкції були вимкнені рухливі з'єднання з зазорами, що забезпечило підвищену жорсткість зв'язку машини зі зразком й уникнення можливості ударів при зміні напрямку навантажування (розтяг-стиск). Для жорсткого кріплення вилки опори 1 до тяги машини передбачено вісім отворів для болтових з'єднань. Зусилля від тяги до зразка передається за допомогою вісьмох шайб 2. Для поліпшення зчеплення зі зразком на шайбах передбачені кільцеві рівці (зубці) з боку прилягання до зразка 5. Ці рівці також перешкоджають розширенню матеріалу в зоні контакту й виникненню стискувальних напружень поза цією зоною. Тобто забезпечується підсилення зони отворів. Шайби притискаються до зразка з допомогою болтових з'єднань 4 без контакту болта зі зразком. Тягові зусилля від машини до шайб передаються через вилку 1. З допомогою болтів 3 шайби жорстко затискаються в отворах вилки. Всі деталі виготовлені зі сталі 30ХГСА та загартовані до $\sigma_B = 1200 \pm 10 \text{ МПа}$.

Періодом зародження втомної макротріщини вважали таку кількість циклів, коли на поверхні зразка довжина тріщини

дорівнювала 0,25 мм. Довжину стартової втомної тріщини (c_1) вимірювали на поверхні зразка (рис. 2.1 б). За моментом появи і розвитком втомних тріщин спостерігали, використовуючи дві системи, змонтовані на базі промислової телевізійної установки (рис. 2.10) [137]. Якісне спостереження за вістрям тріщини і приростом її довжини з використанням системи забезпечується за рахунок значного діапазону дискретно регульованого збільшення досліджуваної зони за високої роздільної здатності.

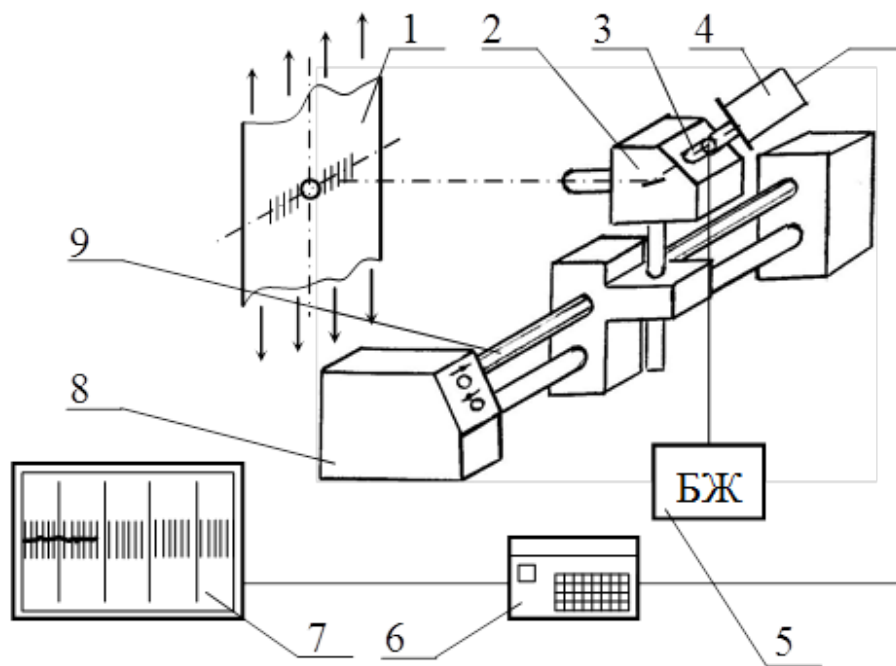


Рис. 2.10. Система для спостереження за зародженням та поширенням втомної тріщини [137]

Fig. 2.10. System for monitoring fatigue crack formation and propagation [137]

До складу системи входять [137]: досліджуваний зразок 1, що кріпиться в затискачах; бінокулярний мікроскоп МБС-10; освітлювальне пристосування 3, сила світлового потоку освітлювача регулюється блоком живлення 5; телевізійна камера 4 типу КТП-64; пульт керування 6 типу ПУ-80; монохромний відеоконтрольний пристрій 7 типу ВК 50; регульований електричний привід 8, що забезпечує переміщення мікроскопа вздовж напрямку росту тріщини з допомогою гвинтового вала 9.

2.4. Фрактографічні дослідження зародження та поширення втомних тріщин

Мікроруйнування досліджено на растровому електронному мікроскопі РЕМ-106И (виробництво Сумського ВАТ “SELMI”, м. Суми). Особливість мікроскопа полягає в тому, що він призначений для вимірювання лінійних розмірів елементів топології й параметрів мікрорельєфу поверхні різноманітних об’єктів у твердій фазі та вимірювання масової долі елементів у складі об’єктів методом рентгенівського мікроаналізу.

2.5. Аналіз НДС пластин з функціональними отворами методом скінчених елементів за сталоамплітудного та циклічного навантаження

Для дослідження НДС пластини в околі функціонального отвору під час і після дорнування з різним відносним натягом, а також за наступного циклічного навантаження створена скінчено-елементна модель чверті досліджуваного плоского зразка з центральним отвором.

НДС аналізували за такими параметрами:

- максимальними локальними напруженнями σ_{max} за одновісного циклічного розтягу;
- залишковими напруженнями після дорнування σ_{res} ;
- напруженнями після дорнування за одновісного циклічного розтягу $\sigma_{res+cycle}$.

Сітка скінчених елементів для моделей була створена за допомогою елемента Solid95. Це – об’ємний елемент для задач механіки деформівного твердого тіла з двадцятьма вузлами [138]. Елемент Solid95 використовує нерегулярну форму сітки без втрати точності, має спільні форми переміщень і тому може адекватно описувати моделі зі скривленими границями. Кожен із двадцяти вузлів елемента має 3 ступеня вільності. Solid95 має властивості повзучості, пластичності, зміни жорсткості при навантаженні,

значних переміщеннях та деформаціях.

Геометрія елемента Solid95, розміщення вузлів та система координат зображені на рисунку 2.11. Елемент може мати форму тетраедра, призми та створюється за допомогою задавання ідентичних номерів вузлів K, L та S; A та B; O, P та W.

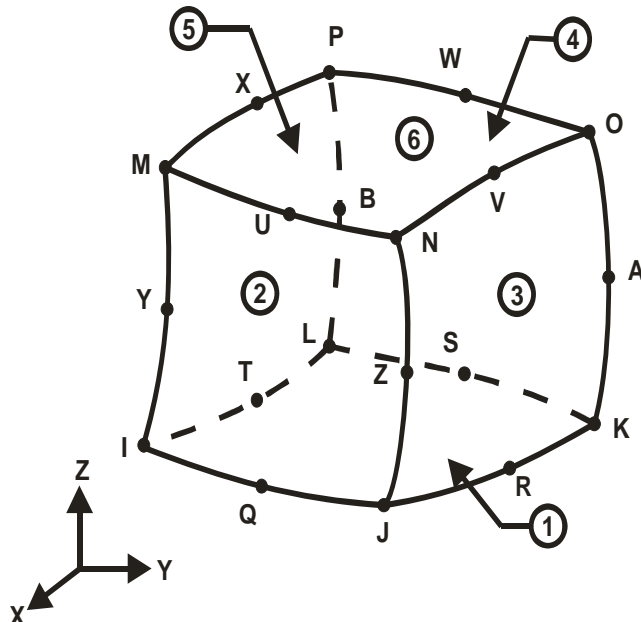


Рис. 2.11. Геометрія елемента Solid95 [138]
Fig. 2.11. Solid95 mesh element [138]

Зусилля прикладали до однієї поверхні краю моделі зразка, а іншу поверхню фіксували й обмежували її вертикальне переміщення (уздовж напрямку прикладання сили).

Для достовірного відтворення розрахунковою моделлю перебігу деформування та НДС матеріалу, моделі необхідно надати певні характеристики механічних властивостей (модуль Юнга, модуль зсуву, густина, коефіцієнт зміцнення, експонента зміцнення, діаграма деформування) матеріалу.

Для дослідження перебігу дорнування отвору використовували комплекс нелінійної динаміки ANSYS Explicit Dynamics. Алгоритми, засновані на розв'язуванні рівнянь механіки деформівного твердого тіла, здатні досить точно прогнозувати складні фізичні явища, зокрема значні деформації, руйнування, взаємодію між твердими тілами.

Типові процеси, які можуть бути реалізовані в комплексі

ANSYS Explicit Dynamics: квазістатичне навантаження; високошвидкісні та ультразвукові удари; проникнення тіла в різні середовища; руйнування з утворенням друзок; процеси зі складними контактними взаємодіями; технологічні процеси з великими пластичними деформаціями; ударні випробування при падінні; вибухове навантаження об'єктів; взаємодія ударних хвиль з об'єктами.

Для описування діаграми деформування матеріалу Д16чТ використовували модель Steinberg Guinan Strength, яка базується на формулі [139]

$$G = G_0 \cdot \left[1 + \left(\frac{\dot{G}_P}{G_0} \right) \cdot \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{\dot{G}_T}{G_0} \right) \cdot (T - 300) \right], \quad (2.8)$$

$$\sigma_{0,2} = \sigma_{0,2_0} \cdot [1 + \beta \cdot (\varepsilon + \varepsilon_i)]^n \cdot \left(1 + \frac{\sigma'_{0,2P}}{\sigma_{0,2_0}} \right) \cdot \frac{P}{\eta^{1/3}} + \left(\frac{\dot{G}_T}{G_0} \right) \cdot (T - 300) \quad (2.9)$$

$$\text{за умови, що } \sigma_{0,2_0} \cdot [1 + \beta \cdot (\varepsilon + \varepsilon_i)]^n \leq \sigma_{0,2_{max}}, \quad (2.10)$$

де, G_0 – модуль зсуву в первісному стані ($T = 300\text{K}, P = 0, \varepsilon = 0$); $\dot{G}_P = dG/dP$; $\dot{G}_T = dG/dT$; P – тиск; η – коефіцієнт стиснення; T – температура, Кпоп; $\sigma_{0,2}$ – границя текучості; $\sigma_{0,2_0}$ – границя текучості у первісному стані ($T = 300\text{K}, P = 0, \varepsilon = 0$); β – коефіцієнт зміцнення; ε – пластична деформація; ε_i – початкова еквівалентна пластична деформація; n – експонента зміцнення.

Для описування дійсної діаграми деформування досліджуваного сплаву використано параметри моделі (2.8–2.10) сплаву Д16чТ з довідника [140]. Оскільки випробування проводили за кімнатної температури, прийнято, що $\dot{G}_T = 0$ для того, щоб виключити температурну складову, яка впливає на коефіцієнт і експоненту зміцнення та максимальне напруження розриву дійсної діаграми деформування.

На рис. 2.12 зображено скінчено-елементну модель чверті робочої ділянки досліджуваного зразка та дорна у початковому стані, тобто без залишкових напружень і прикладеного навантаження [141].

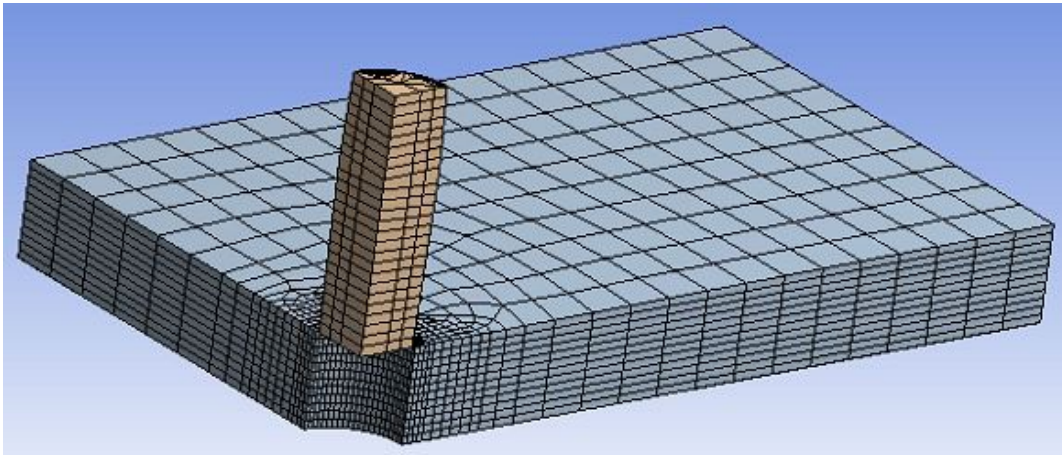


Рис. 2.12. Скінчено-елементна модель зразка з дорном [141]

Fig. 2.12. Finite-element models a specimen with mandrel [141]

2.6. Технологія зміцнення функціональних отворів силових конструктивних елементів крила транспортного літака

Для поверхневого пластичного деформування циліндричної поверхні отворів використовували квазістатичне дорнування. Випробовували зразки дванадцяти типів розмірів, різного діаметра отвору та величини відносного натягу дорнування. Діаметр отворів до і після дорнування, а також натяг дорнування наведено в таблиці 2.2.

Таблиця 2.2

Діаметри отворів до і після дорнування:
експеримент і моделювання МСЕ

Table 2.2

Diameters of holes before and after mandrel:
test and simulation of FEM

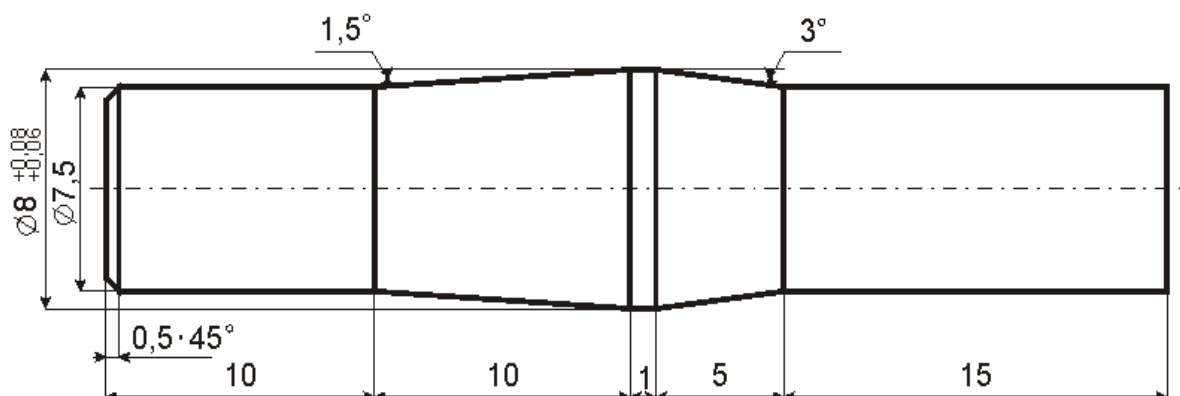
Пластини для випробування втотою			Пластини, змодельовані МСЕ			Відхилення
1			2			3
$d_{\text{поч}},$ mm	$d_{\text{кінц}},$ mm	$i_t,$ %	$d_{\text{поч}},$ mm	$d_{\text{кінц}},$ mm	$i_c,$ %	$\frac{i_c - i_t}{(i_c + i_t)/2} \cdot 100\%, \%$
8,03	8,03	0	8	8	0	0

Продовження таблиці 2.2

1			2			3
7,91	8,03	1,49	7,92	8	1,0	39,6
7,83	8,02	2,37	7,84	8	2,0	16,9
7,75	8,01	3,25	7,76	8	3,0	7,88
10,04	10,04	0	10	10	0	0
9,91	10,02	1,10	9,9	10	1,0	9,32
9,82	10,01	1,90	9,8	10	2,0	5,23
9,68	10	3,20	9,7	10	3,0	6,45
12,02	12,02	0	12	12	0	0
11,86	12,02	1,33	11,88	12	1,0	28,4
11,73	12,01	2,33	11,76	12	2,0	15,3
11,67	12	2,75	11,64	12	3,0	8,7

Дорни для поверхневого зміцнення отворів виготовляли зі сталі 45 та загартовували до твердості (47–48) HRC. На рис. 2.13 зображено креслення інструменту, який використовували для дорнування отворів різного кінцевого діаметра (8 мм, 10 мм, 12 мм) у досліджуваних зразках [141].

Конструкцію дорнів обирали з урахуванням результатів дослідження, наведених у праці [74]. Зокрема, кут нахилу твірної передньої та задньої конічних частин для усіх трьох типорозмірів дорнів складає відповідно $1,5^\circ$ і 3° . Ширина калібрувальної частини дорівнює 1 мм.



а

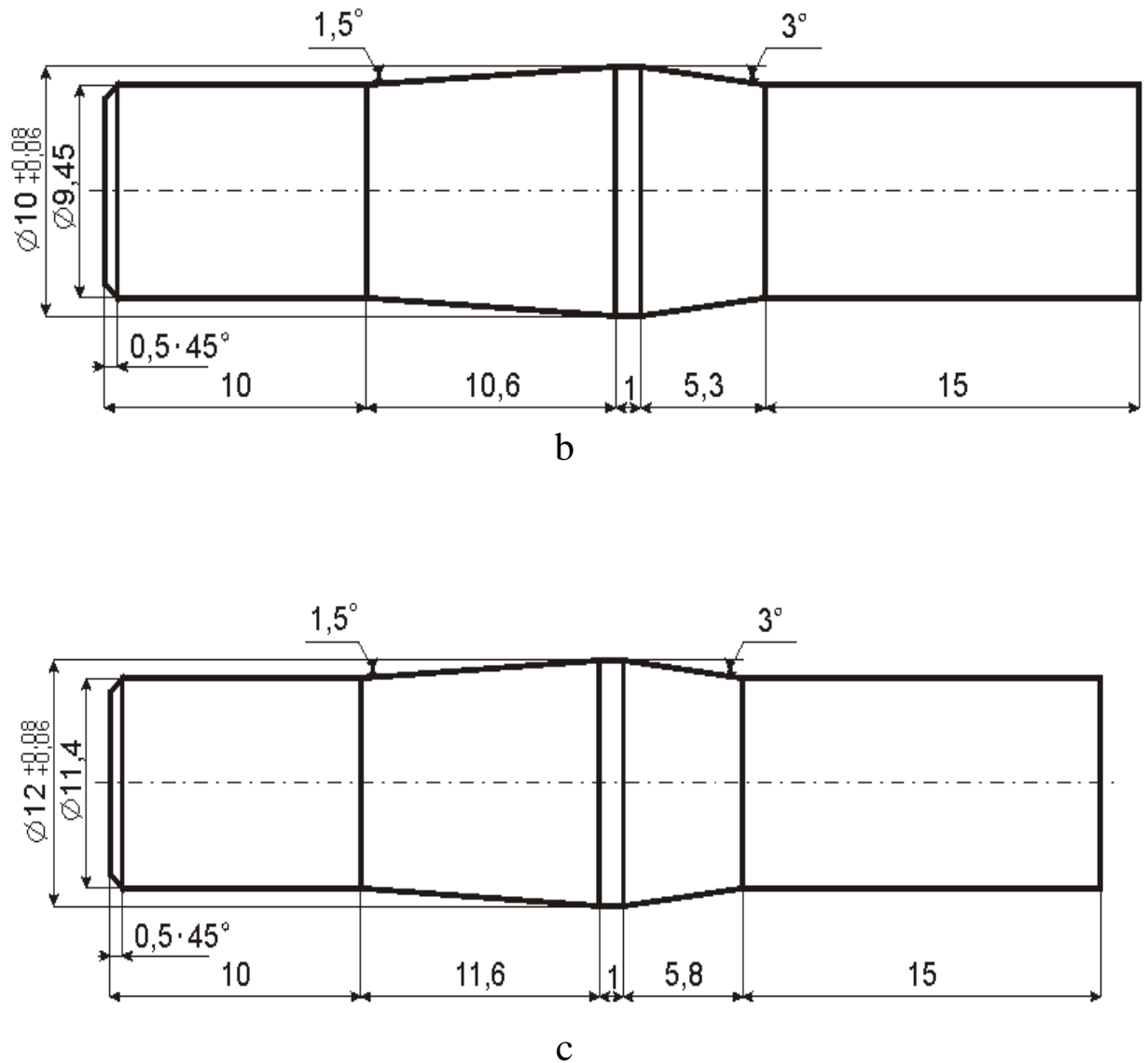


Рис. 2.13. Креслення дорнів для квазістатичного поверхневого деформування з кінцевим діаметром отвору:

а – 8 мм, б – 10 мм, с – 12 мм [141]

Fig. 2.13. Mandrels for cold expansion hole with finite diameter:

a – 8 mm, b – 10 mm, c – 12 mm [141]

Для дорнування зразків використовували гідравлічний прес РУЕ-100 в діапазоні з номінальним зусиллям 300 кН, що забезпечувало плавне проходження дорном ділянки зміцнення. В табл. 2.3 наведено основні технічні характеристики преса РУЕ-100 [141].

Таблиця 2.3

Технічні характеристики преса РҮЕ–100

Table 2.3

Technical characteristics of the PYE-100 press

Номінальне зусилля, кН	1000
Найбільша швидкість переміщення повзуна, mm/c	До 200
Відстань між столом та повзуном, mm	До 800
Хід повзуна, mm	500
Виліт, mm	300
Кріпильна площа, mm	530x400
Робоча площа, mm	750x560

На рис. 2.14 зображені фото перебігу дорнування (рис. 2.14 а) та дорнів різного діаметра (рис. 2.14 б).



а



б

Рис. 2.14. Фото рухомої частини преса РҮЕ-100 із закріпленим дорном під час деформування досліджуваного зразка (а) та дорнів (б) [126]

Fig. 2.14. Photo of the moving part of a PYE-100 press with a fixed mandrel during deformation of the test specimen (а) and mandrels (б) [126]

Для зменшення тертя в зоні контакту дорна з пластиною та пластини з матрицею, на яку вона встановлювалася, контактуючі поверхні змащували моторною оливою 20. Швидкість проходження дорна через отвір дорівнювала приблизно 5 мм/с. Вказана швидкість переміщення дорна була обрана з огляду на результати дослідження, описані в роботі [103].

РОЗДІЛ 3.

ВПЛИВ НАТЯГУ ДОРНУВАННЯ НА ЗАРОДЖЕННЯ ТА РІСТ ВТОМНИХ ТРІЩИН У ПЛАСТИНАХ З ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ОТВОРАМИ

3.1. Зародження та поширення тріщин за одновісного розтягу

Характеристики механічних властивостей визначали за одновісного розтягу на електрогідравлічній машині СТМ-100 за кімнатної температури (20°C). Діаграма деформування досліджуваного алюмінієвого сплаву Д16чТ наведено на рисунку 3.1.

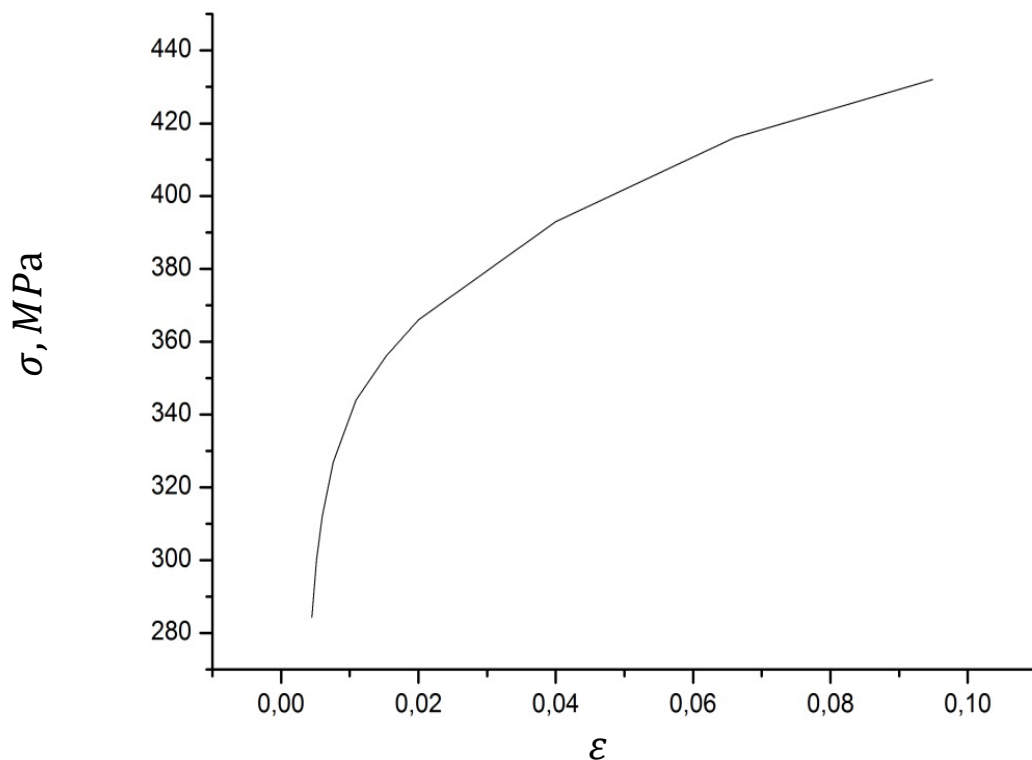


Рис. 3.1. Діаграма розтягу алюмінієвого сплаву Д16чТ за кімнатної температури

Fig. 3.1. Stress-strain diagram of aluminum alloy D16hT at room temperature

У таблиці 3.1 наведено хімічний склад та механічні властивості алюмінієвого сплаву Д16чТ.

Таблиця 3.1

Хімічний склад та механічні властивості алюмінієвого сплаву Д16чТ при 20°C

Table 3.1

Chemical composition and mechanical properties of aluminum alloy D16hT at 20 °C

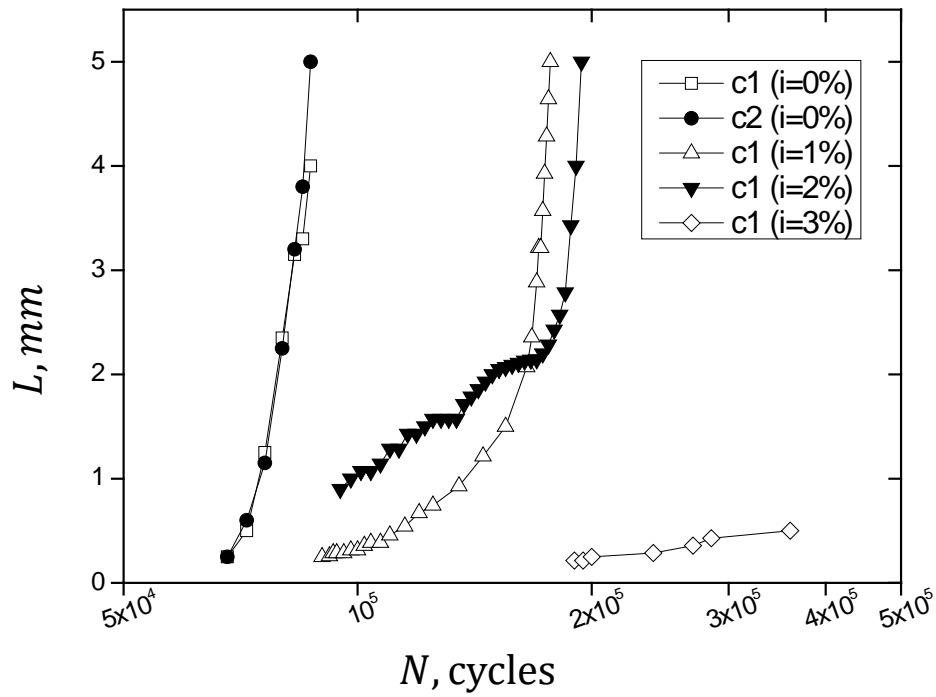
Cu, %	Mg, %	Mn, %	Si, %	Fe, %	Ti, %	Al
4,0	1,6	0,75	0,07	0,05	0,03	Основа
$\sigma_{0,2}$, МПа		σ_B , МПа			$\sigma_B / \sigma_{0,2}$	
300		430			1,53	

Зародження втомних тріщин у пластинах із алюмінієвого сплаву Д16чТ (рис. 2.1) досліджували за сталої амплітуди навантаження (брутто) з максимальним напруженням $\sigma_{max} = 147$ МПа на електрогідравлічній машині СТМ-100 згідно з методикою, описаною у розділі 2.3. Частота навантаження $f = 15$ Гц, форма циклу $P = f(t)$ – синусоїдальна, коефіцієнт асиметрії циклу навантаження $R = \sigma_{min} / \sigma_{max} = 0$, температура випробувань 20°C.

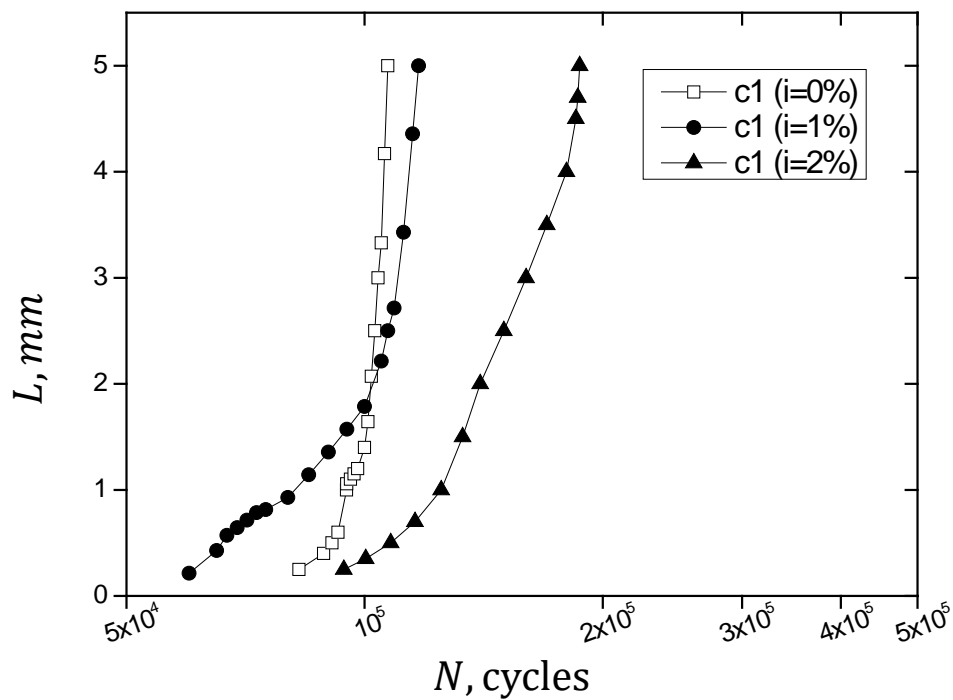
Геометричні параметри зразків для досліджень, натяг дорнування та параметри їх циклічного навантаження (максимальне напруження σ_{max}) наведено в таблиці 2.2.

Під час експериментальних досліджень втомного руйнування зразків із дорнованими отворами, тріщина, що зароджувалася мала характерну чвертьеліптичну форму. Початкова втомна макротріщина в зразках зі зміцненими отворами майже завжди зароджувалася з боку входу дорна (А, В). Коли втомна тріщина проростала у бік виходу дорна (С, D), її розміри характеризували довжинами на поверхнях s_1 та s_2 (рис. 2.1), вході та виході дорна відповідно. Після того, як тріщина ставала наскрізною, швидкість її поширення значно збільшувалася.

На рис. 3.2 зображена кінетика поширення втомної макротріщини в околі отвору на поверхні зразка від 0,25 мм до 5 мм для різного натягу дорнування і діаметра отворів 8 мм та 10 мм [142].



a



b

Рис. 3.2. Залежність довжини втомної тріщини c_1 та c_2 від кількості циклів навантаження у досліджуваних зразках для отворів діаметром 8 мм (а) та 10 мм (б) за натягу дорнування $i = 0 \dots 3\%$ [142]

Fig. 3.2. Dependence of fatigue crack length c_1 and c_2 on the number of load cycles in the test specimens for holes with a diameter of 8 mm (a) and 10 mm (b) at the cold expansion degree $i = 0 \dots 3\%$ [142]

Виявлено, що зі збільшенням відносного натягу дорнування довговічність до зародження втомної макротріщини від отворів у досліджених зразках підвищується.

Із аналізу рисунка 3.2б випливає, що втомна макротріщина найшвидше зародилася із отвору після дорнування з натягом 1%. Це зумовлено різним місцем зародження тріщини. В зразку з отвором без зміцнення тріщина зароджувалася й на початку поширювалася від отвору в середній по товщині ділянці зразка з наступним виходом на поверхню.

На основі експериментальних досліджень отримано залежності кількості циклів до зародження видимої на кромці отвору втомної макротріщини довжиною $\approx 0,25$ мм та до зруйнування зразка від величини відносного натягу дорнування для різних діаметрів отвору.

На рисунку 3.3 а та в таблиці 3.2 наведено залежності періоду зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм та 0,5 мм від натягу дорнування [141]. На рисунку 3.3 б та таблиці 3.2 показано відношення періоду зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм та 0,5 мм до кількості циклів руйнування пластини.

Таблиця 3.2

Втомна довговічність пластин зі зміцненими отворами зі сплаву Д16чТ за критеріями зародження тріщини ($c_1 \approx 0,25$ mm, $c_1 = 5$ mm) при $R = 0$ і частоті навантаження $f = 15$ Hz ($\sigma_{\max} = 147$ MPa)

Table 3.2

Fatigue durability of plates with the strengthened openings from D16chT alloy according to criteria of origin of a crack ($c_1 \approx 0,25$ mm, $c_1 = 5$ mm) at $R = 0$ and frequency of loading $f = 15$ Hz ($\sigma_{\max} = 147$ MPa)

$d_{\text{поч}},$ mm	$d_{\text{кінц}},$ mm	$i,$ %	$\sigma_{\max},$ MPa	$N_{0,25},$ cycles	$N_{0,5},$ cycles	$N_f,$ cycles	$N_{0,25}/N_f$	$N_{0,5}/N_f$
1	2	3	4	5	6	7	8	9
8,03	8,03	0	147	37000	45000	94047	0.393	0.478

Продовження таблиці 3.2

1	2	3	4	5	6	7	8	9
7,91	8,03	1,49	147	95000	113000	189907	0.500	0.595
7,83	8,02	2,37	147	69000	124000	189791	0.363	0.653
7,75	8,01	3,25	147	290000	$> 10^6$	$> 10^6$		
10,04	10,04	0	147	50000	55000	114223	0.437	0.481
9,91	10,02	1,1	147	66000	72000	126997	0.519	0.567
9,82	10,01	1,9	147	80000	122000	202925	0.394	0.601
9,68	10,0	3,2	147	370000	$> 10^6$	$> 10^6$		
12,02	12,02	0	147	107000		117737	0,908	
11,86	12,02	1,33	147	$> 10^6$		$> 10^6$		
11,73	12,01	2,33	147	$> 10^6$		$> 10^6$		
11,67	12,0	2,75	147	$> 10^6$		$> 10^6$		

Період зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм у пластинах від отворів діаметром 8 мм із натягом дорнування 3,2% збільшується до 10 разів порівняно зі зразками з недорнованими отворами. Аналіз результатів показує, що частка періоду зародження втомної тріщини на поверхні пластини суттєво залежить від величини натягу дорнування. Якщо прийняти за критерій зародження тріщини її довжину на поверхні 0,25 мм, то відносна тривалість періоду зародження тріщини (відношення періоду зародження тріщини до втомної довговічності за зруйнуванням пластини) $N_{0.25}/N_f$ з отворами діаметром 8 мм та 10 мм зменшується у 1,3 раза із підвищенням натягу дорнування до 3,2% порівняно зі недорнованим отвором.

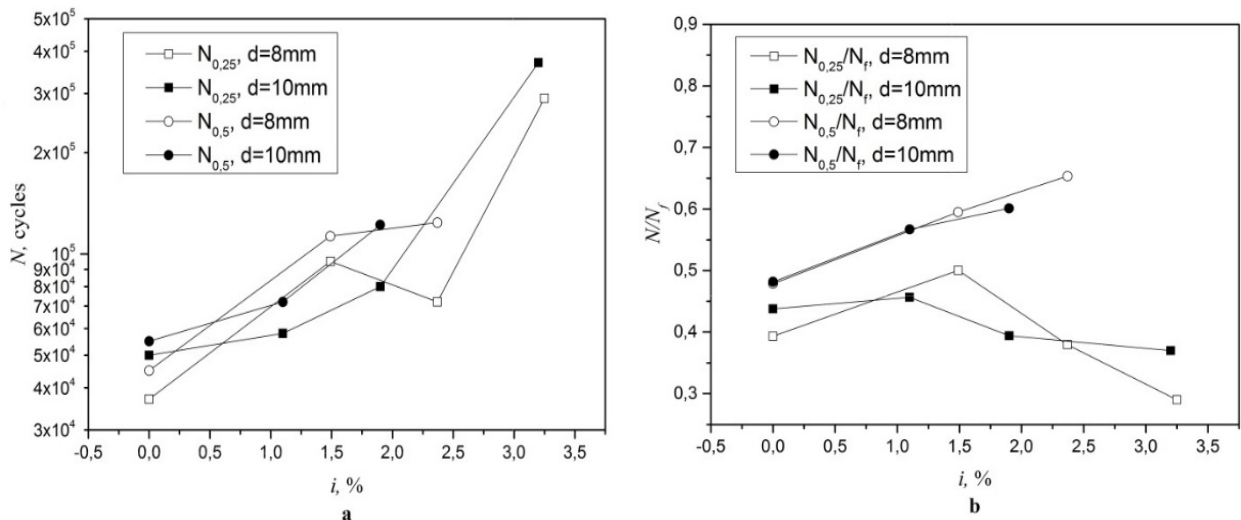


Рис. 3.3. Довговічність алюмінієвих пластин із отворами діаметром 8 мм і 10 мм від натягу дорнування ($\sigma_{max} = 147$ МПа): (а) довговічність до зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм, 0,5 мм; (б) відносна довговічність до зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм та 0,5 мм [141]

Fig. 3.3. Lifetime of aluminium plates with 8 mm and 10 mm diameter holes versus cold expansion degree ($\sigma_{max} = 147$ МПа): (a) fatigue crack initiation lifetime of a length of 0.25 mm, 0.5 mm; (b) relative fatigue crack initiation of a length of 0.25 mm and 0.5 mm [141]

Спостерігаються протилежні залежності відносного періоду зародження тріщини довжиною 0,5 мм $N_{0.5}/N_f$ від натягу дорнування для пластин з діаметром отвору 8 мм та 10 мм. Зі збільшенням натягу дорнування від 0% до 3,2% відносний період зародження тріщини довжиною 0,5 мм підвищується від 0,48 для незміцненого отвору до 0,65 – для зміцненого. В усіх випадках, незалежно від натягу дорнування, збільшення діаметра отвору від 8 мм до 10 мм підвищує довговічність до зародження втомних тріщин довжиною 0,25 мм та 0,5 мм.

Ефект зміцнення отворів холодним пластичним деформуванням, проявляється у підвищенні втомної довговічності пластин, значення яких наведено в таблиці 3.2 і на рис. 3.4. Ефект дорнування характеризували відношенням довговічності до зародження тріщини сумірної довжини після зміцнення і без зміцнення \tilde{N}_f . Дорнування

отворів діаметром 8 мм з натягом $i = 1,5\%$ утричі підвищує довговічність пластин до зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм проти недорнованих пластин.

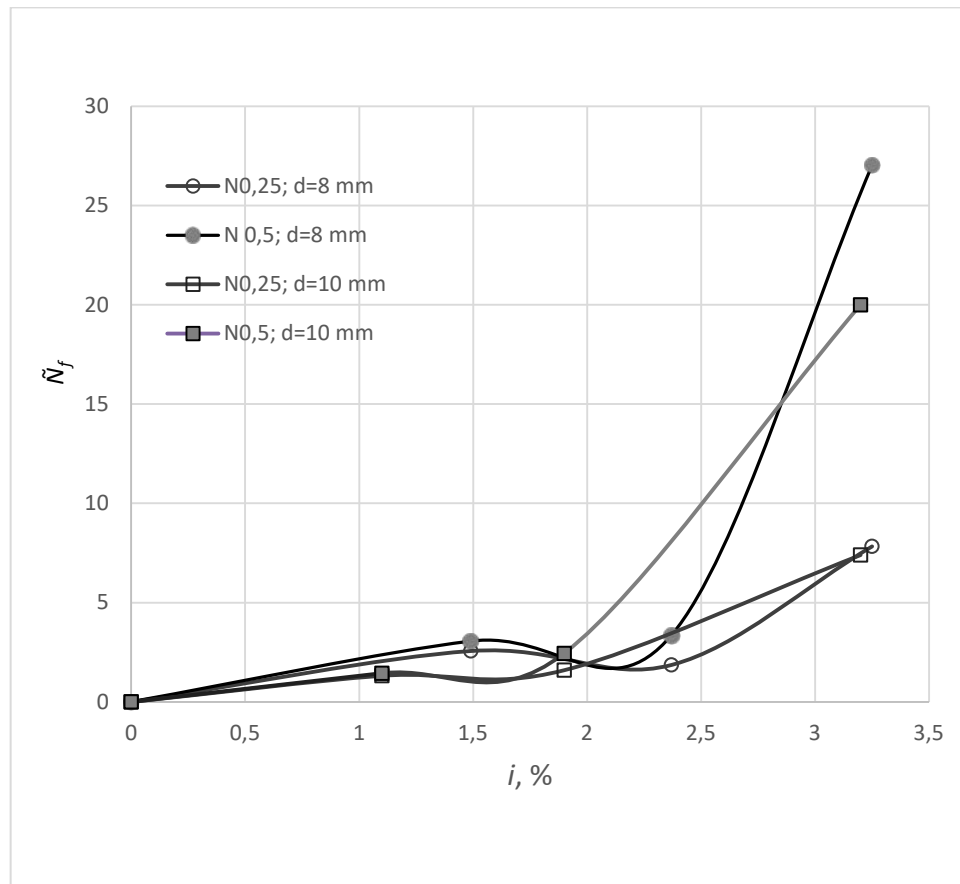


Рис. 3.4. Залежність відносної довговічності пластин з отворами від натягу дорнування

Fig. 3.4. Dependence of relative fatigue life of plates on a cold expansion degree

З підвищенням натягу дорнування до $i = 3,25\%$ відносна довговічність до зародження втомної тріщини (0,25 мм) підвищується у 7,4 раза. Подібна залежність відносної довговічності \tilde{N} за сумірних значень натягу дорнування спостерігається й для пластин з отворами діаметром 10 мм. Проте ефект дорнування зі збільшенням діаметра отвору дещо зменшується. При використанні в якості критерію втомного руйнування зародження тріщини на поверхні пластини довжиною 0,5 мм ефект дорнування проявляється більше порівняно із 0,25 мм. Відносна довговічність підвищується у 20 разів для пластин з отвором діаметром 20 мм і у 27 разів для $d = 8 \text{ mm}$.

3.2. Мікромеханізми зародження та поширення втомних тріщин за одновісного розтягу

Для аналізу мікромеханізмів зародження та поширення втомних тріщин у досліджуваних зразках використовували растровий електронний мікроскоп РЕМ-106И.

Досліджено вплив натягу дорнування на місце зародження тріщини, її поведінку в початковій фазі поширення, а також форму й розміри. Проаналізовано мікромеханізми руйнування, характерні ознаки та встановлення зв'язку з кінетикою розвитку тріщини.

Дослідження реалізовували за такою схемою:

- аналіз поверхні руйнування для встановлення форми і фронту тріщини;
- аналіз ділянки тріщини в її кутових частинах;
- локалізація місця зародження тріщини, а також прилеглої ділянки;
- аналіз центральної частини поширення тріщини для установлення характерних ознак мікромеханізмів руйнування;
- аналіз фронту макротріщини при переході до ділянки доламу.

Для аналізу впливу поверхневого пластичного деформування на мікроструктурні зміни в матеріалі досліджували прилеглі до поверхні дорнування шари матеріалу.

Аналізували поверхню втомного руйнування зразків з дорнованими і недорнованими отворами. Виявлено, що форма фронту й траєкторія поширення втомної тріщини в зразках зі зміцненими й незміцненими отворами відрізняється.

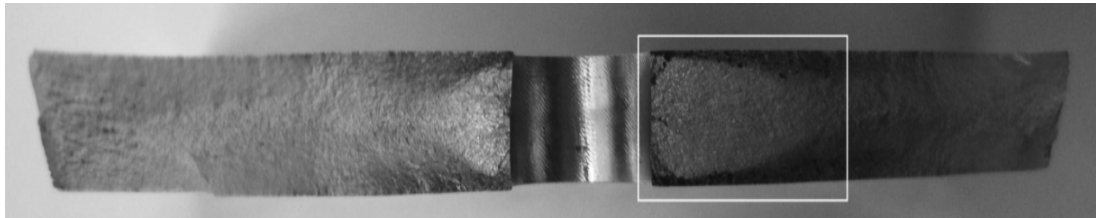
Фронт втомної тріщини в зразках з отворами після механічної обробки наближений до півеліптичного (рис. 3.5 а). Тріщина зароджується переважно в середній (по товщині) ділянці отвору й поширюється в тіло зразка. Фронт тріщини набуває півеліптичної форми (рис. 3.5 б). Причому на зовнішній поверхні зразків тріщина спочатку відсутня. Лише коли довжина тріщини в середній ділянці зразка сягає 3–4 мм, довжина її на поверхні зразка дорівнює приблизно 0,25 мм [143], [144].

Швидкість поширення тріщини недорнованих зразків після виходу її на бічну поверхню значно збільшується. Зокрема після

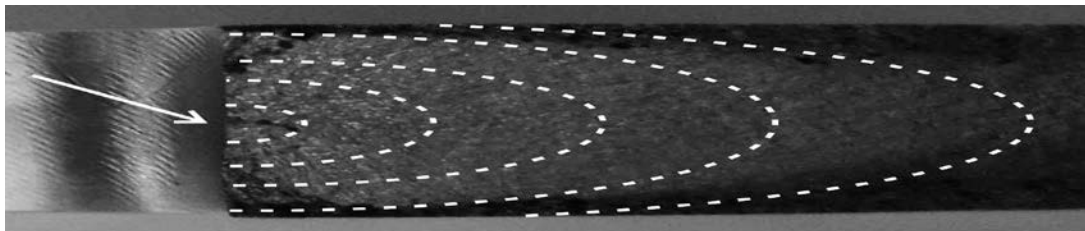
реєстрації тріщини на поверхні довжиною $c_1 = 1$ мм зразки руйнувалися через 15000–20000 циклів навантаження.

У дорнованих зразках тріщина виникає на кромці отвору, переважно з боку входу дорна в отвір, і поширюється в тіло зразка (рис. 3.5 в). Фронт тріщини спочатку набуває чвертьеліптичної форми (рис. 3.5 г), а в подальшому стає півеліптичним (рис. 3.5 г). Треба зазначити, що втомна тріщина в зразках і дорнованих отворах спочатку не виходить на поверхню отвору, а проростає до протилежної стінки зразка на відстані 1–2 мм від отвору. При цьому залишається тонка незруйнована смужка вздовж отвору, товщиною 1–2 мм (рис. 3.5 г). Такий ефект виникає внаслідок дії залишкових стискувальних напружень в околі отвору дорнованих зразків. При подальшому поширенні втомної тріщини вказана смужка руйнується за в'язким механізмом з утворенням ямок відриву.

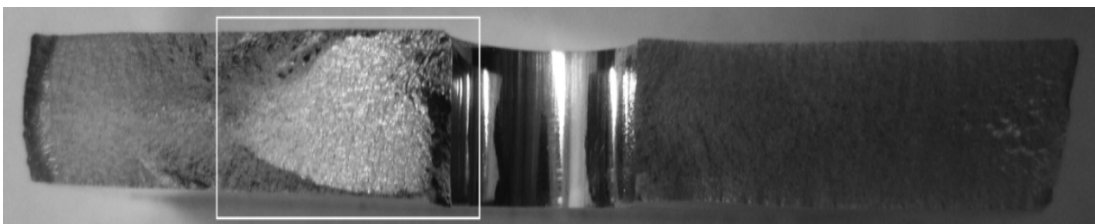
Такі особливості формування початкового фронту тріщини і його трансформації упродовж подальшого розвитку тріщини, без її виходу на поверхню, утруднює надійну діагностику елементів конструкцій з використанням оптичних методів і вимагає додаткових засобів контролю пошкоджуваності елементів конструкцій.



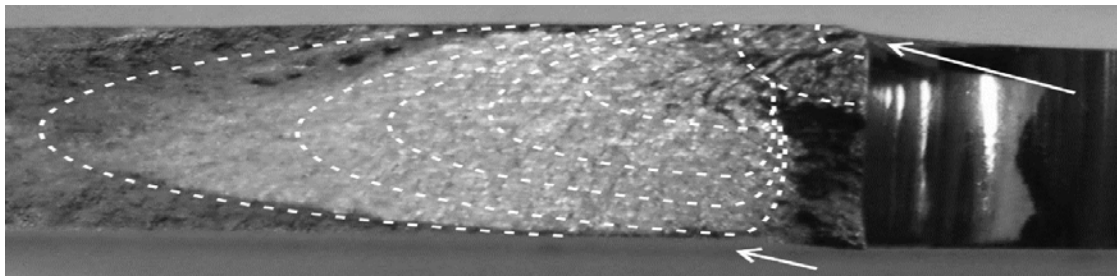
а



б



с



d

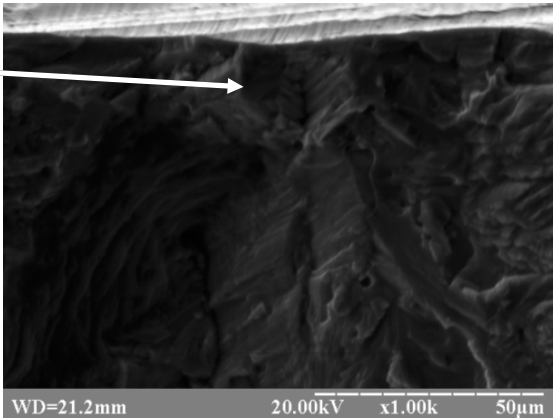
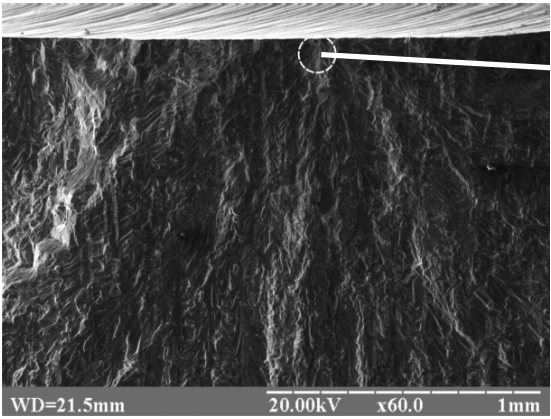
Рис. 3.5. Місце зародження та фронт поширення втомної тріщини в зразку з отвором після механічної обробки – а, б та з отвором після дорнування з натягом 2% – с, d (стрілками вказано місця зародження тріщини та виходу на протилежну поверхню пластини) [143]

Fig. 3.5. Original location and fatigue crack growth surface in the specimen with the plain hole with a diameter of 8 mm – a, b and with the expanded hole with a diameter of 10 mm ($i = 2\%$) – c, d. The arrows indicate the place of crack initiation

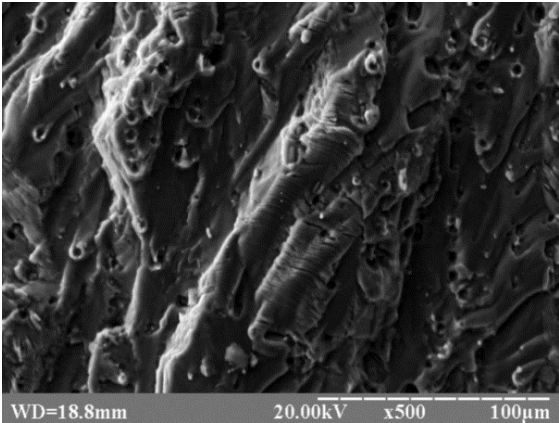
Після реєстрації у зразках втомної тріщини довжиною ≈ 1 мм на зовнішній поверхні кількість циклів навантажування до зруйнування складала 30 000–60 000 циклів за натягу дорнування 1% і 90 000–150 000 циклів за натягу дорнування 2%.

Втомна тріщина зароджується й на початковому етапі поширюється площинками ковзання всередину від поверхні зразка під кутом приблизно 45° до осі нормальних напружень. Характерне місце зародження втомної тріщини зображено на рис. 3.6 а.

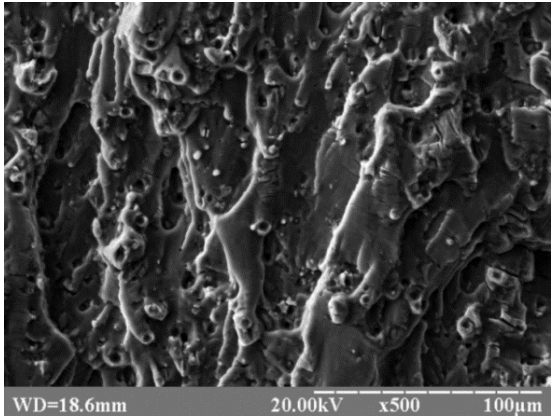
На стадії усталеного росту втомної тріщини формуються виражені втомні борозенки, розміщені окремими терасами. На поверхні зламу чітко видно гребені, що розділяють тераси з втомними борозенками. Напрямок гребенів паралельний до напрямку поширення втомної тріщини. Характерні фрагменти ділянок усталеного розвитку втомної тріщини наведено на рис. 3.6 б, в. Втомні борозенки розміщені на терасах, розмір яких сумірний з розміром структурних елементів алюмінієвого сплаву. Орієнтація окремих терас змінюється від зерна до зерна (рис. 3.6 е). Наявність у структурі сплаву масивних включень спричиняє локальне в'язке руйнування матеріалу за механізмом росту мікропор (рис. 3.6 в).



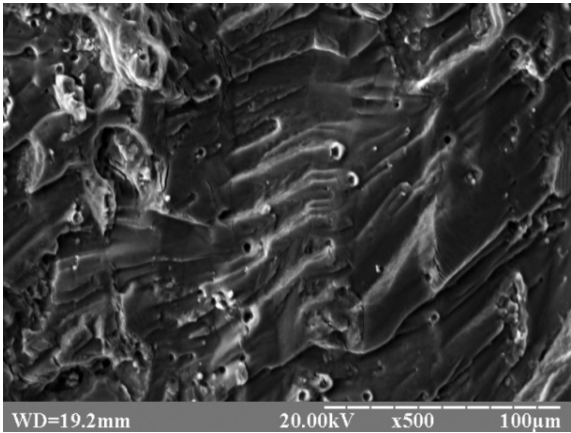
а



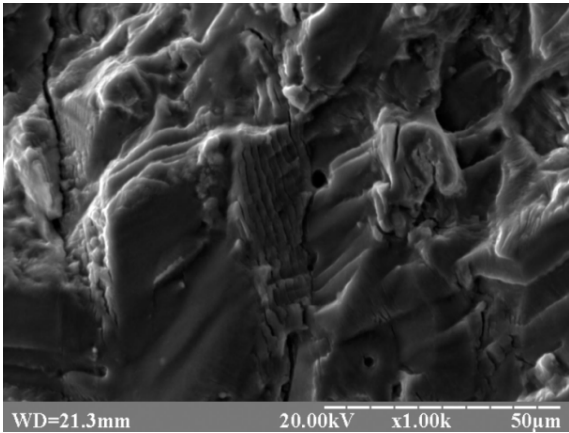
б



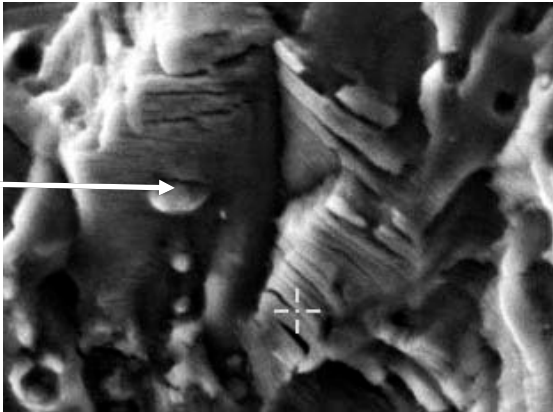
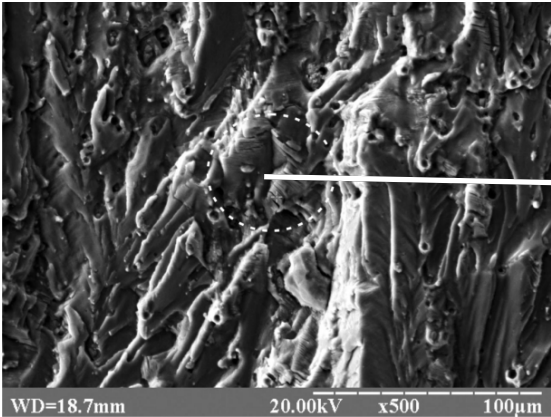
в



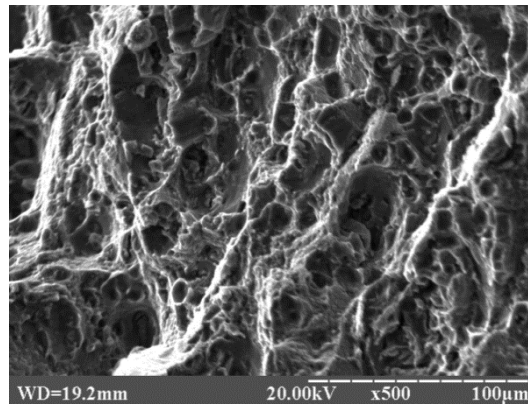
г



д



е



Є

Рис. 3.6. Мікрофрактограми ділянок зародження та поширення втомної тріщини [145]

Fig. 3.6. Microfractograms of fatigue crack nucleation and propagation sites [145]

На початку росту втомної тріщини крок втомних борозенок невеликий (рис. 3.6 г). У межах однієї тераси втомного зламу борозенки мають близький за значенням крок. Проте вздовж усього фронту тріщини втомні борозенки не мають строго фіксованого розміру, що спричинено нерівномірністю підростання втомної тріщини в різних зернах.

Зі збільшенням швидкості росту тріщини на поверхні руйнування утворюються втомні борозенки з більшим кроком, а навколо включень – ямки відриву. При значній швидкості росту втомної тріщини утворюються вторинні мікротріщини (рис. 3.6 д).

Долом зразка відбувається за механізмом в'язкого, ямкового відриву, що видно із мікрофрактограми фрагмента ділянки зразка, зображеної на рисунку 3.6 є.

3.3. Дослідження залишкових полів і полів напружень за циклічного навантаження методом скінчених елементів

Для дослідження розподілу залишкових напружень в околі функціонального отвору використовували скінчено-елементну модель чверті пластини з центральним отвором (рис. 2.1), яка описана у розділі 2.4.

На даній моделі було досліджено НДС в околі отвору після дорнування, а також за циклічного навантаження пластин з отворами після зміцнення й механічної обробки [146, 147].

На рисунках 3.7–3.9 зображено поля залишкових напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм за натягу дорнування $i = 1\%, 2\%, 3\%$.

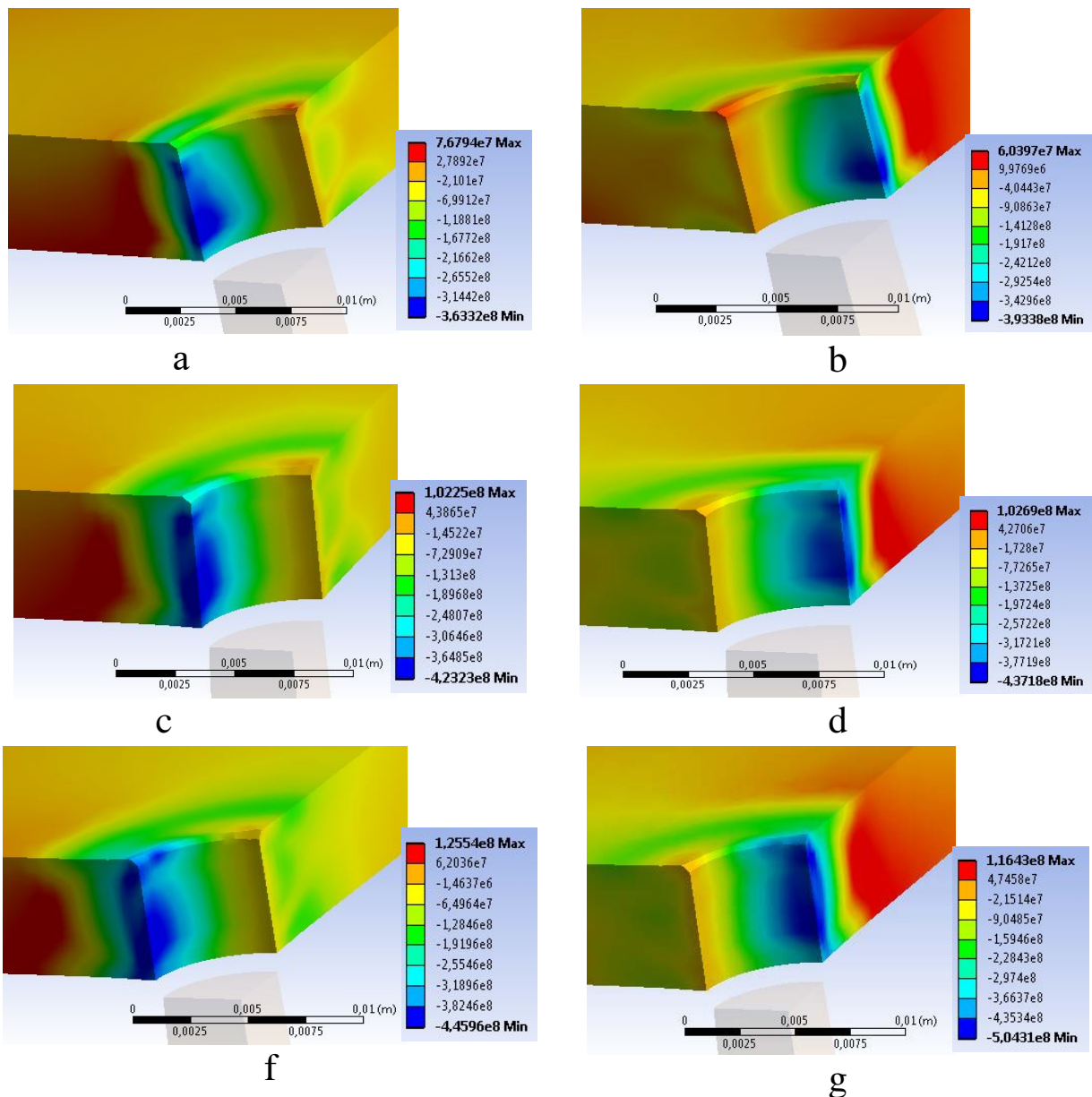


Рис. 3.7. Розподіл залишкових напружень (в Па) в околі функціонального отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1% (a, b), 2% (c, d) та 3% (f, g) уздовж осі X (a, c, g) та Y (b, d, f)
 Fig. 3.7. Contour plot of the residual stresses (in Pa) near the hole of 8 mm in diameter after cold expansion degree of 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (d, e) along the X axis (a, c, g) and Y (b, d, f)

Зі збільшенням натягу дорнування збільшуються абсолютні значення максимальних залишкових напружень стиску σ_x уздовж осі X і σ_y уздовж осі Y (рис. 3.7). Подібну закономірність впливу натягу дорнування на максимальні залишкові стискувальні напруження спостерігали також для зміцнених отворів діаметром 10 мм (рис. 3.8) і 12 мм (рис. 3.9).

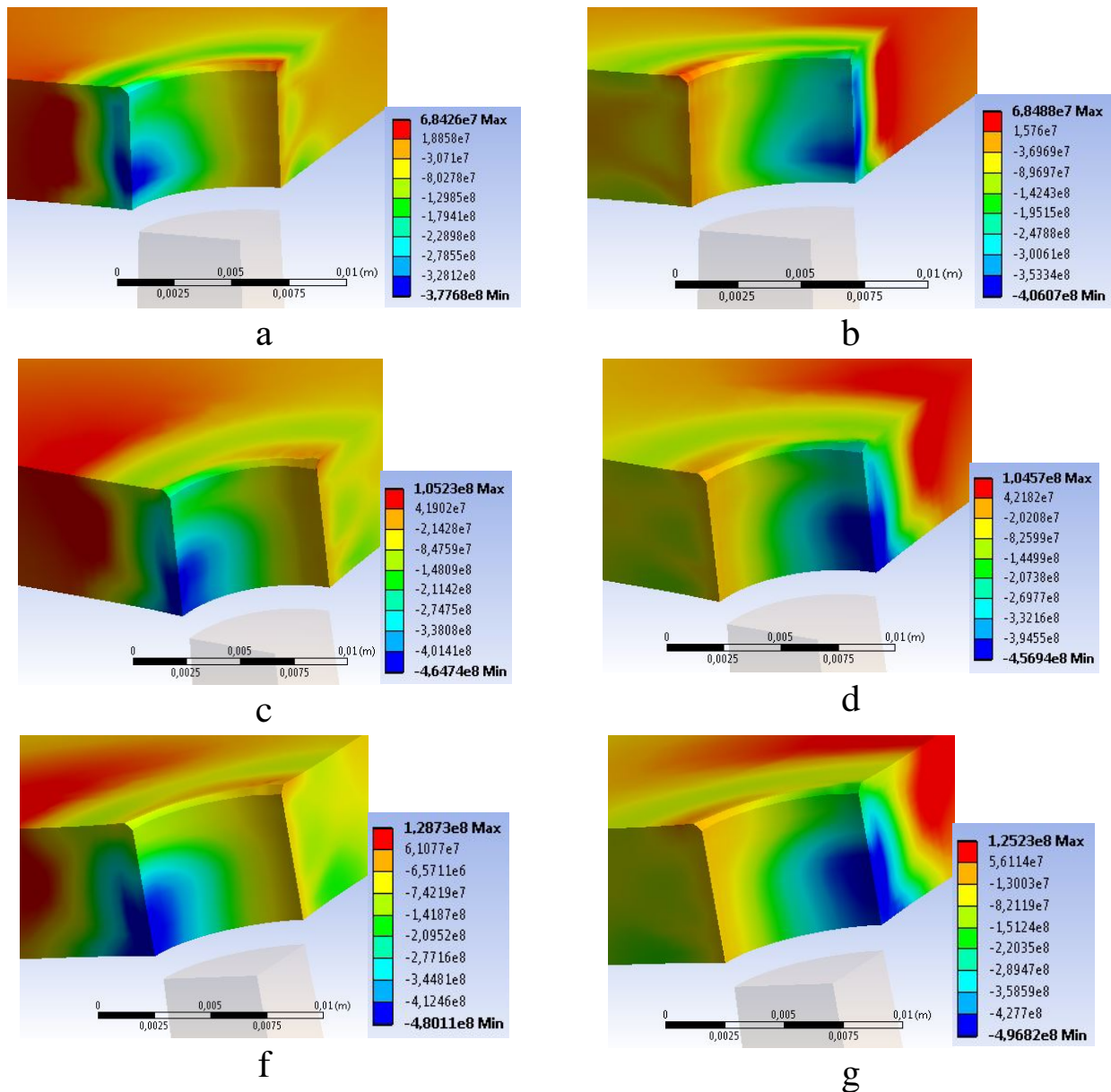


Рис. 3.8. Розподіл залишкових стискувальних напружень (в Па) в околі функціонального отвору діаметром 10 мм за натягу дорнування 1% (a, b), 2% (c, d) та 3% (f, g) уздовж осі X (a, c, f) та Y (b, d, g)

Fig. 3.8. Contour plot of the residual stresses (in Pa) near the hole of 10 mm in diameter after cold expansion degree of 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (f, g) along the X axis (a, c, f) and Y (b, d, g)

З аналізу рисунків 3.7–3.9 випливає, що незалежно від діаметра отвору й натягу дорнування максимальні залишкові напруження стиску зосереджені в середній по товщині ділянці отвору ближче до виходу дорна, а мінімальні – на вході дорна.

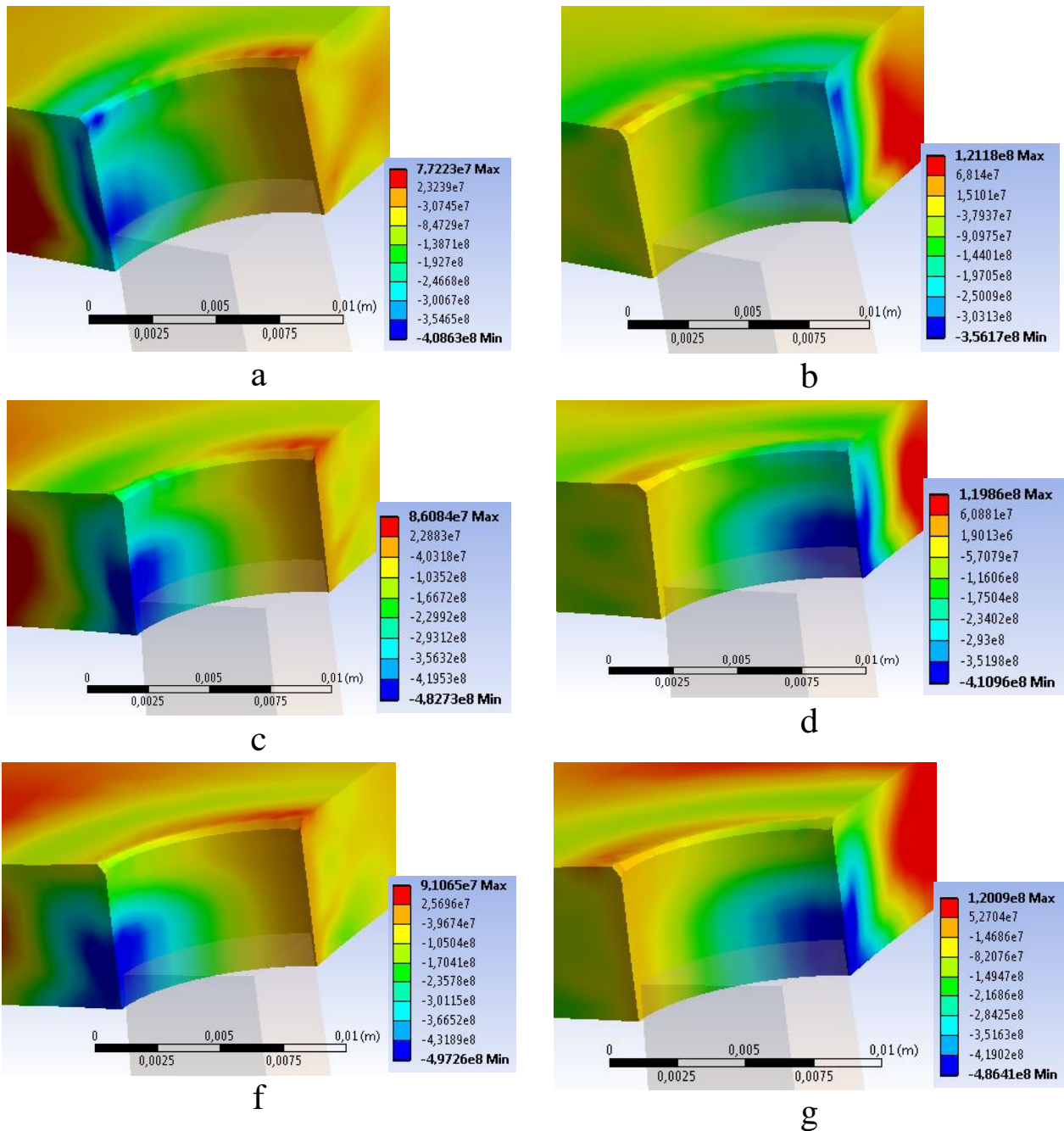


Рис. 3.9. Розподіл залишкових напружень в околі функціонального отвору діаметром 12 мм за натягу дорнування 1% (а, b), 2% (с, d) та 3% (f, g) уздовж осі X (а, с, f) та Y (b, d, g)

Fig. 3.9. Contour plot of the residual stresses (in Pa) near the hole of 12 mm in diameter after cold expanded degree of 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (f, g) along the X axis (a, c, f) and Y (b, d, g)

На рис. 3.10 зображено поля напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм за циклічного навантаження ($\sigma_{max} = 147$ МПа) без дорнування [148].

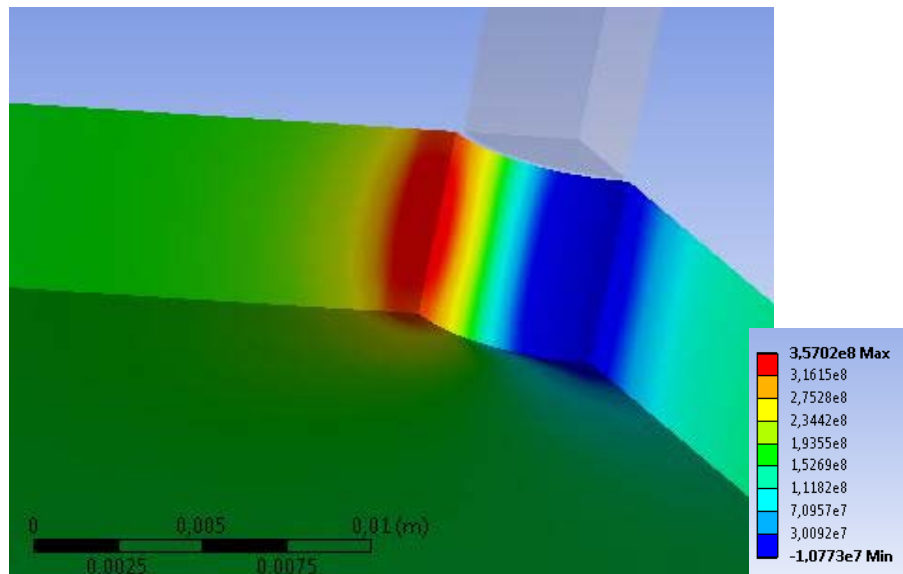


Рис. 3.10. Розподіл напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм без дорнування за номінального навантаження ($\sigma_{max} = 147$ МПа)

Fig. 3.10. Stress distribution at the functional hole with a diameter of 8 mm without mandrel at rated load ($\sigma_{max} = 147$ МПа)

Із рис. 3.10 випливає, що максимальні напруження розтягу виникають у середній по товщині ділянці зразка. Подібний розподіл локальних напружень спостерігали для отворів діаметром 10 мм та 12 мм. Очевидно, що коли за критерій втомного руйнування зразка з концентратором брати максимальні локальні напруження, це пояснює, чому втомна тріщина зароджується саме в середній по товщині ділянці отвору.

На рис. 3.11–3.13 зображено поля напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм за натягу дорнування $i = 1\%$, 2% і 3% та прикладеного напруження $\sigma_{max} = 147$ МПа.

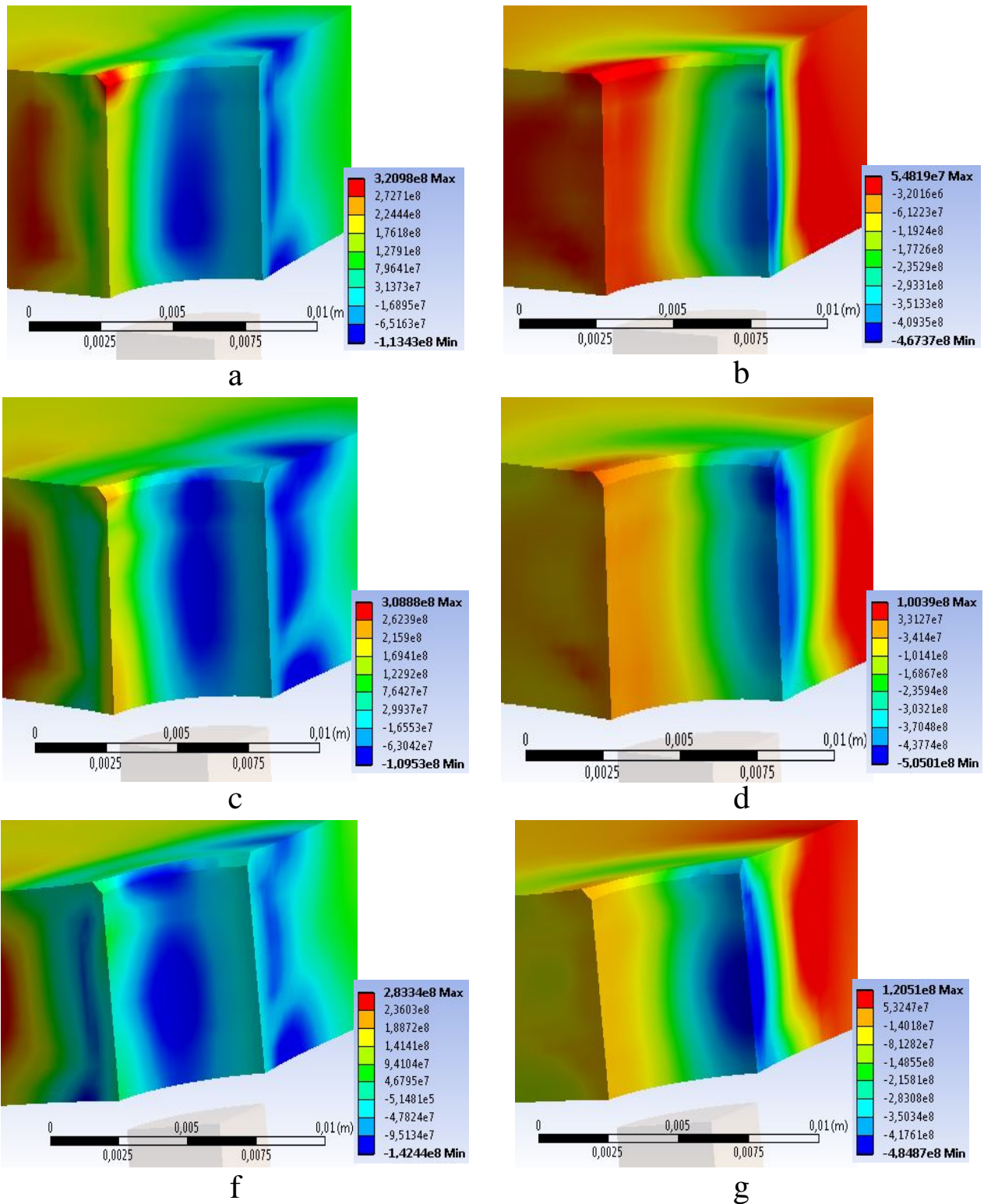


Рис. 3.11. Поля нормальних напружень в околі отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1% (а, б), 2% (в, г) та 3% (д, е) уздовж осі X (а, в, д) та Y (б, г, е) за прикладеного напруження $\sigma_{max} = 147$ МПа

Fig. 3.11. Normal stress-field at the hole with a diameter of 8 mm and cold expanded degree 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (f, g) along the X axis (a, c, f) and Y (b, d, g) at $\sigma_{max} = 147$ MPa

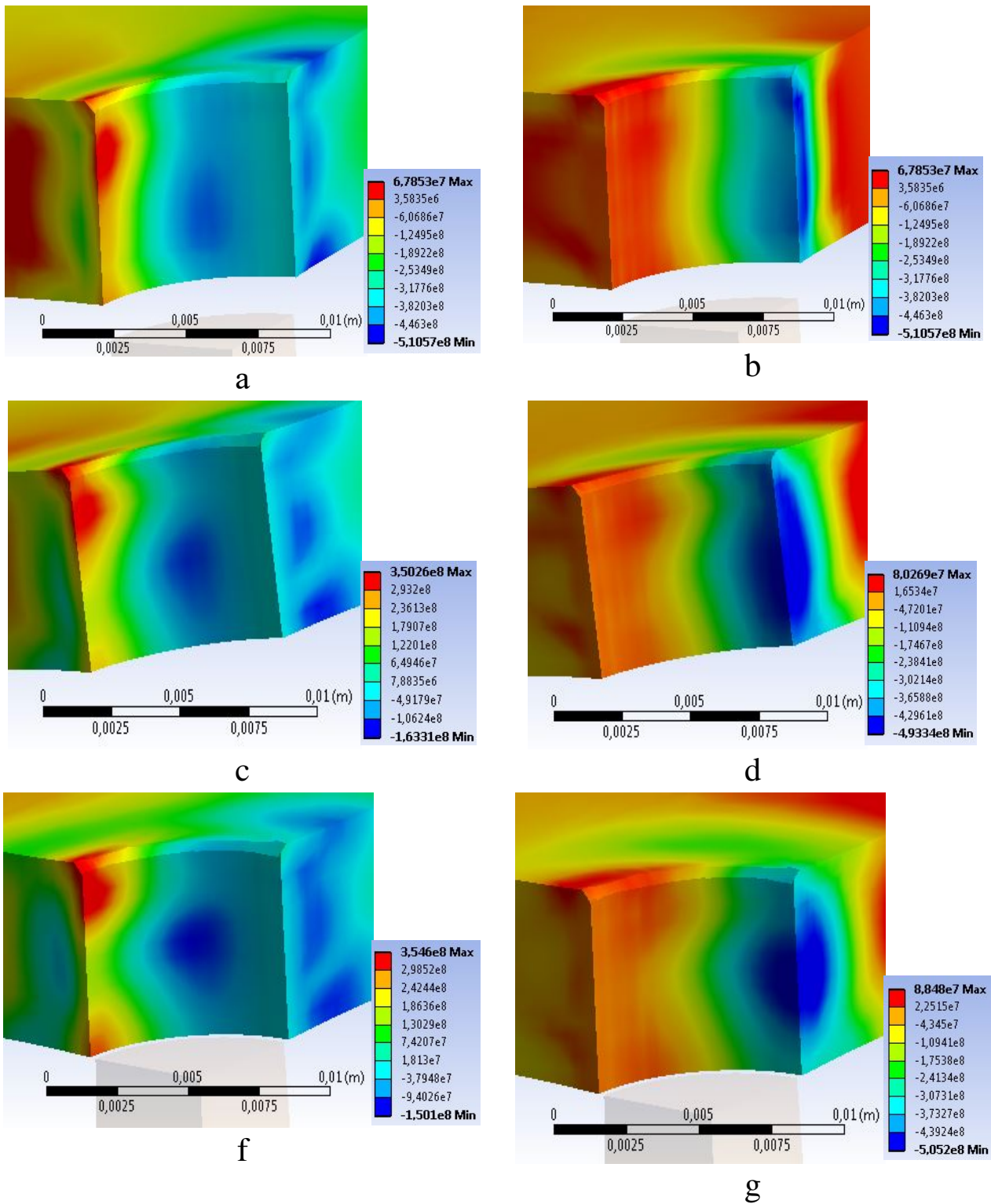


Рис. 3.12. Поля нормальних напружень в околі отвору діаметром 10 мм за натягу дорнування 1% (а, б), 2% (в, г) та 3% (д, е) уздовж осі X (а, в, д) та Y (б, г, е) за прикладеного напруження $\sigma_{max} = 147$ МПа

Fig. 3.12. Normal stress-field at the hole with a diameter of 10 mm and cold expanded degree 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (f, g) along the X axis (a, c, f) and Y (b, d, g) at $\sigma_{max} = 147$ MPa

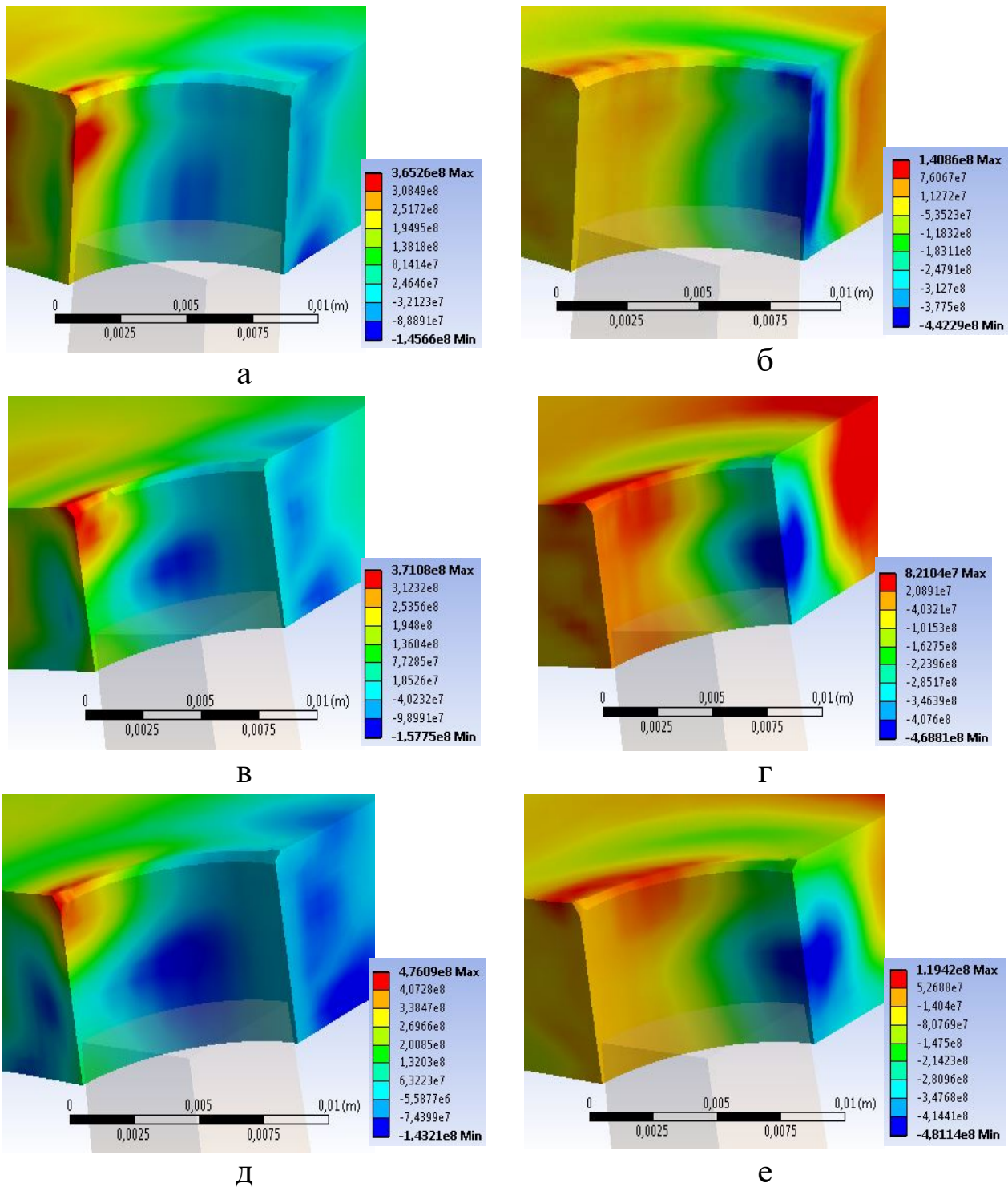


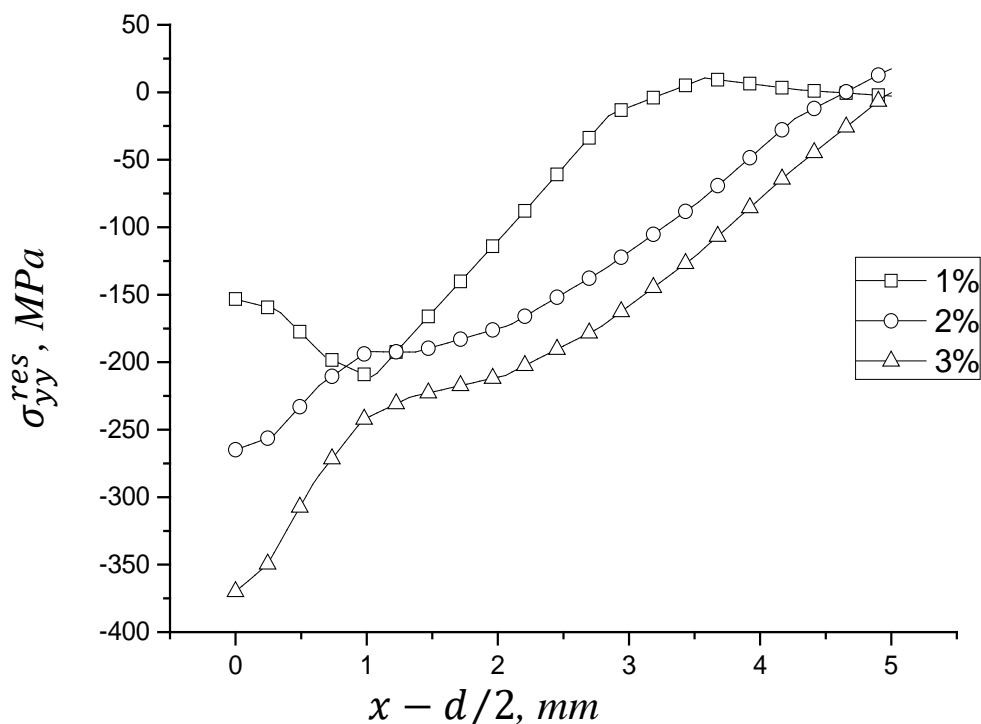
Рис. 3.13. Поля нормальних напружень в околі отвору діаметром 12 мм за натягу дорнування 1% (а, б), 2% (в, г) та 3% (д, е) уздовж осі X (а, в, д) та Y (б, г, е) за прикладеного напруження $\sigma_{max} = 147$ МПа

Fig. 3.13. Normal stress-field at the hole with a diameter of 12 mm and cold expanded degree 1% (a, b), 2% (c, d) and 3% (f, g) along the X axis (a, c, f) and Y (b, d, g) at $\sigma_{max} = 147$ МПа

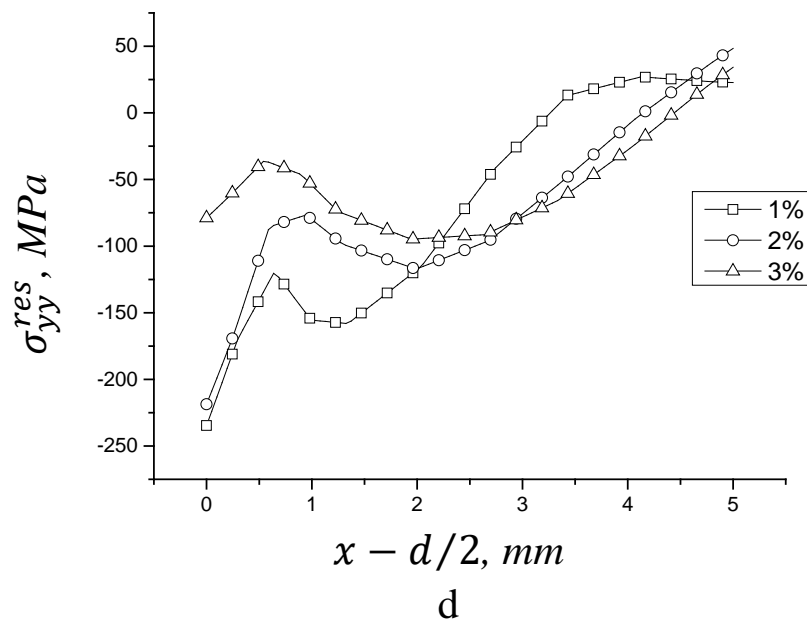
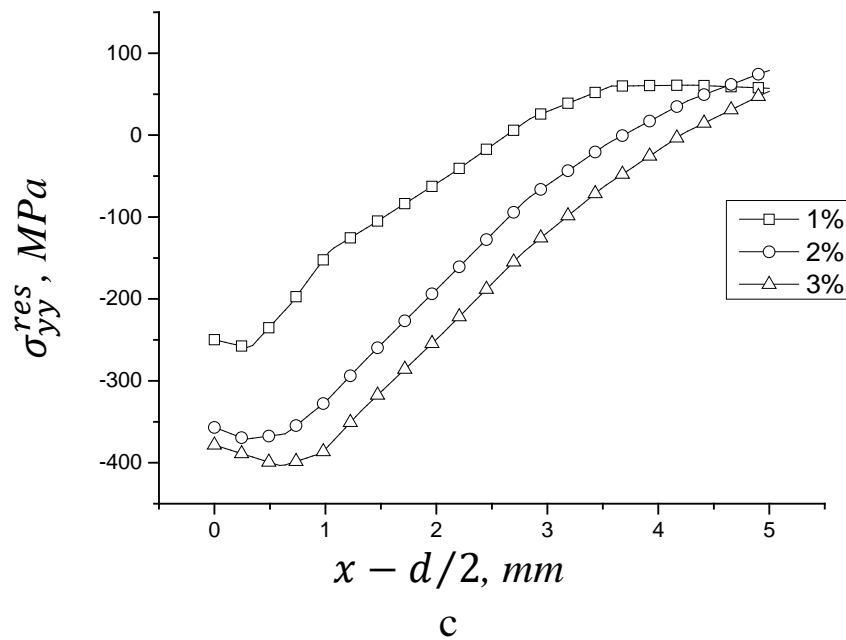
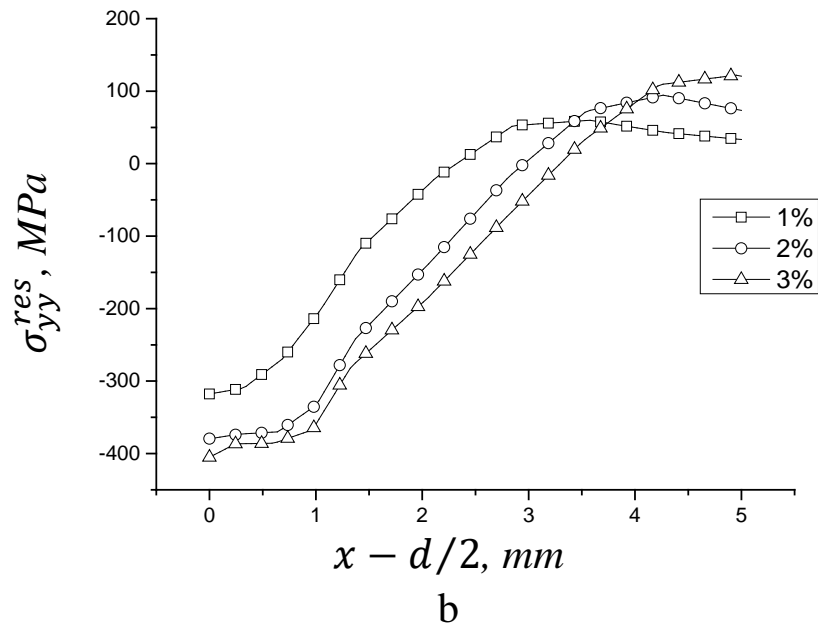
З рисунків 3.11–3.13 можна зробити висновок, що незалежно від досліджуваного діаметра зміцненого отвору максимальні нормальні напруження за одновісного розтягу пластини зосереджені на поверхні отвору з боку входу дорна. За відносного натягу дорнування $i = 3\%$ цей ефект частково нівелюється та нормальні напруження рівномірніше розподіляються всією поверхнею отвору.

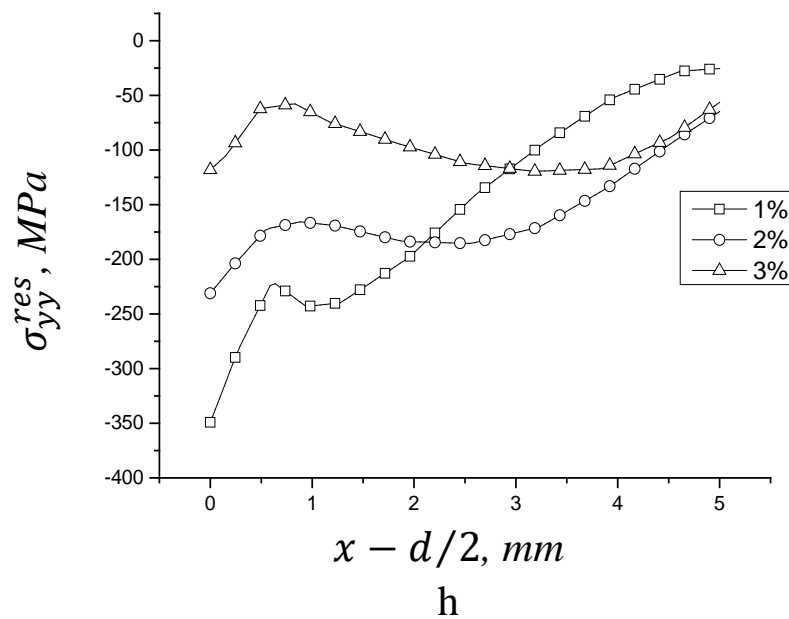
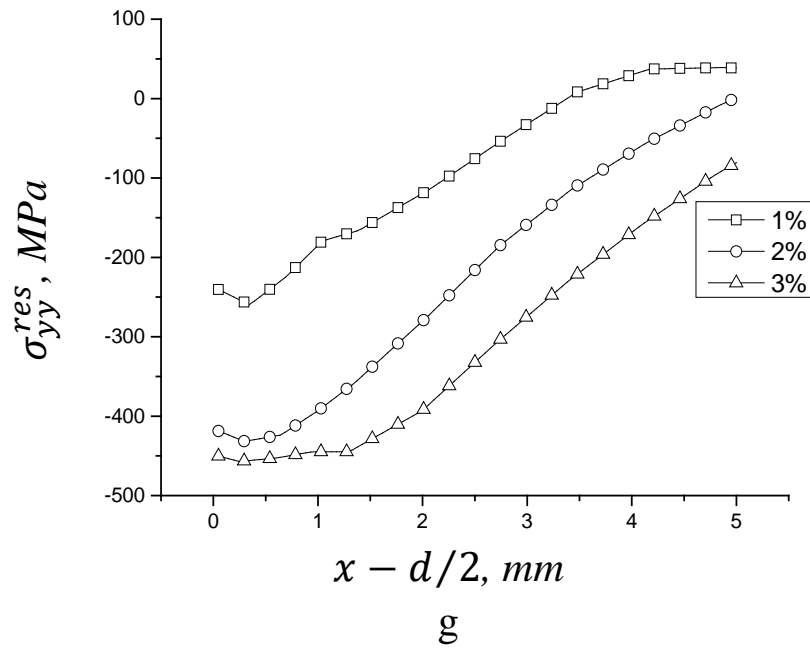
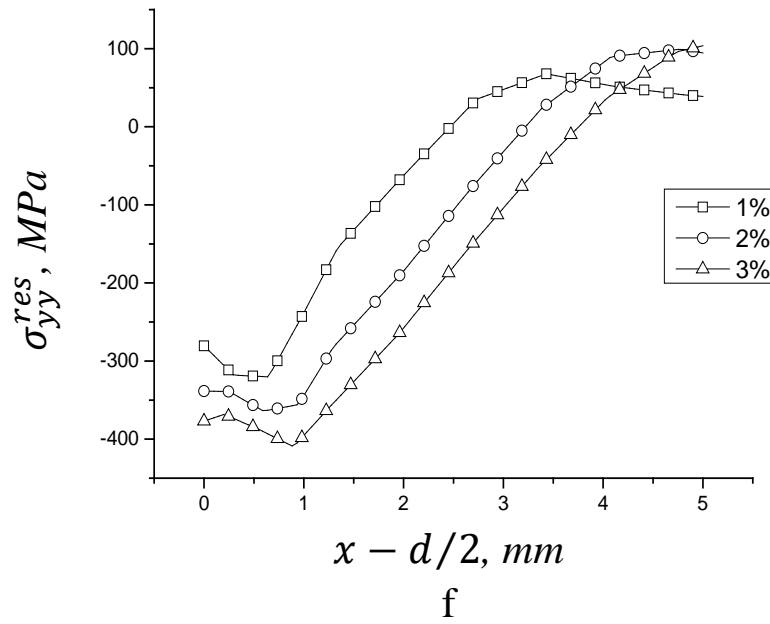
На рис. 3.14 зображено графіки розподілу залишкових локальних напружень на середній ділянці ($Z = t/2$) й з боку входу дорна ($Z = 0$) в околі функціональних отворів діаметрами 8 мм, 10 мм та 12 мм після дорнування з натягом 1%, 2% і 3% [146]. Початок координат співпадає з центром отвору на площині з боку входу дорна.

Для досліджених діаметрів отворів зі збільшенням натягу дорнування збільшується ділянка дії залишкових стискувальних напружень.



а





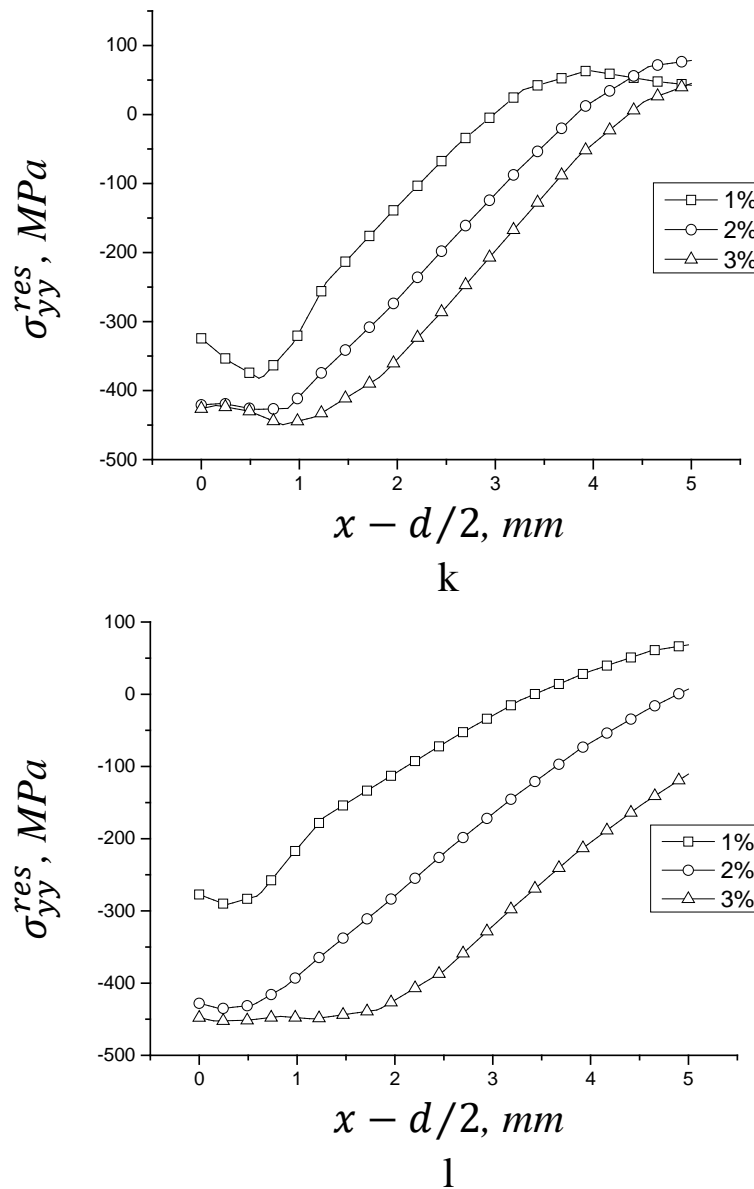


Рис. 3.14. Розподіл залишкових стискувальних напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм (a, b, c), 10 мм (d, f, g) та 12 мм (h, l, k) при $Z = 0$ мм (a, d, h), $Z = t/2$ (b, f, k) та $Z = t$ (c, g, l)
 Fig. 3.14. Distribution of residual compressive stresses at the functional hole with a diameter of 8 mm (a, b, c), 10 mm (d, f, g) and 12 mm (h, l, k) at $Z = 0$ mm (a, d, h), $Z = t/2$ (b, f, k) and $Z = t$ (c, g, l)

Для діаметрів 8 (рис. 3.14 а–в) та 10 мм (рис. 3.14 г–е). ширина зони стискувальних напружень σ_{yy}^{res} на вході дорна $\sim 2,5 \dots 3,5$ мм від краю отвору, а далі вони дорівнюють нулю або частково переходять у розтягувальні. Напруження стиску на вході дорна зберігаються до глибини більше 5 мм та не переходять у розтягувальні за діаметра отвору 12 мм і всіх значень натягу дорнування (рис. 3.14 є–з).

Відмінності у розподілі залишкових стискальних напружень зумовлені тим, що абсолютний натяг дорнування відрізняється для різних діаметрів отвору за однакового натягу дорнування. Зокрема, для $i = 3\%$ і діаметра отвору 8 мм абсолютний натяг становить 0,24 мм, тоді як для діаметра 12 мм – вже 0,36 мм, тобто отвір більшого розміру піддається більшій пластичній деформації під час проходження дорна. Для середньої ділянки зразка ($Z = t/2$) характерна залежність ширини зони стискувальних напружень в околі отвору від натягу дорнування. Для натягу 1% напруження σ_{yy}^{res} діють до відстані 2,5...3 мм від отвору, а для натягу 2 та 3% переходять у розтягувальні відповідно на глибині 3,0...4 та 3,5...4 мм. Локальні залишкові стискувальні напруження на виході дорна (рис. 3.15) для натягів дорнування 1 та 2% більші, ніж на його вході, та менші, ніж у середній ділянці отвору, а для натягу 3% наближаються до напружень на вході дорна. Отримані дані узгоджуються з результатами натурних випробувань: втомна тріщина завжди зароджувалася у зразках із дорнованими отворами з боку входу дорна.

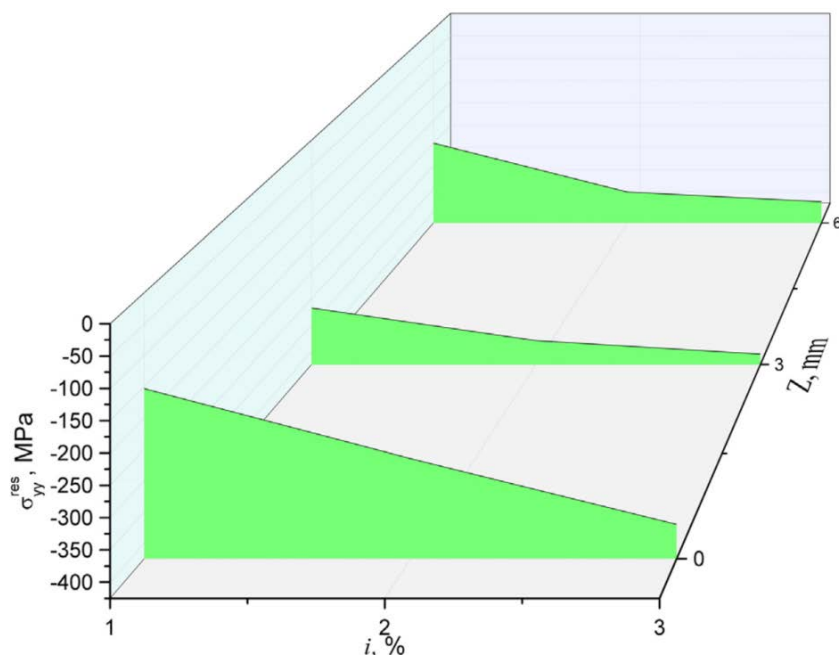


Рис. 3.15. Залишкові напруження σ_{yy}^{res} на поверхні отвору діаметром 8 мм, обчислені МСЕ для вхідної поверхні ($Z = 0$), середньої товщини ($Z = 3$ мм) та вихідної поверхні ($Z = 6$ мм)

Fig. 3.15 Residual stresses σ_{yy}^{res} on the surface of hole of 8 mm in diameter calculated by FEM for entrance face ($Z = 0$), mid-thickness ($Z = 3$ mm) and exit face ($Z = 6$ mm)

Зазначимо, що найменші залишкові напруження стиску виникають тут для всіх значень i , а найбільші – у середній ділянці отвору. Це зумовлено волочінням шару матеріалу в напрямку проходження дорна крізь отвір.

3.4. Закономірності росту втомних тріщин від функціональних отворів із урахуванням залишкових напружень

Коефіцієнти інтенсивності напружень нормального відриву K за одновісного розтягу пластини з кутовою тріщиною на кромці отвору перпендикулярною до напрямку дії прикладеної сили, визначали згідно з методикою Newman та Raju [149], [132] відповідно до якої

$$K = \sigma \cdot \sqrt{\pi \frac{a}{Q}} \cdot F_{ch} \left(\frac{a}{c_1}, \frac{a}{t}, \frac{r}{t}, \frac{r}{W}, \frac{c_1}{W}, \varphi \right), \quad (3.1)$$

де σ – нетто – напруження; t – товщина зразка; $2W$ – ширина зразка; r – радіус отвору; φ – кут між положенням тріщини відносно лицевої сторони; Q – поправковий коефіцієнт форми концентратора, який визначається за формулою

$$Q = 1 + 1,464 \cdot \left(\frac{c_1}{a} \right)^{1,65}. \quad (3.2)$$

Поправкова функція F_{ch} для кутової тріщини у пластині визначається як

$$F_{ch} = \left[M_1 + M_2 \cdot \left(\frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \cdot \left(\frac{a}{t} \right)^4 \right] \cdot g_1 \cdot g_2 \cdot g_3 \cdot f_\varphi \cdot f_W. \quad (3.3)$$

Параметри M_1 , M_2 , M_3 , g_1 , g_2 , g_3 , f_φ , f_W визначаються за формулами

$$M_1 = \sqrt{\frac{c}{a}} \cdot \left(1 + 0,04 \cdot \frac{c_1}{a}\right), \quad (3.4)$$

$$M_2 = 0,2 \cdot \left(\frac{c_1}{a}\right)^4, \quad (3.5)$$

$$M_3 = -0,11 \cdot \left(\frac{c_1}{a}\right)^4, \quad (3.6)$$

$$g_1 = 1 + \left[0,1 + 0,35 \cdot \left(\frac{c_1}{a}\right) \cdot \left(\frac{a}{t}\right)^2\right] \cdot (1 - \sin \varphi)^2, \quad (3.7)$$

$$g_2 = \frac{1 + 0,358 \cdot \lambda + 1,425 \cdot \lambda^2 + 2,156 \cdot \lambda^4}{1 + 0,13 \cdot \lambda^2}, \quad (3.8)$$

$$\lambda = \frac{1}{1 + \frac{c_1}{r} \cdot \cos(0,85 \cdot \varphi)}, \quad (3.9)$$

$$g_3 = \left(1,13 - 0,09 \cdot \frac{c_1}{a}\right) \cdot [1 + 0,1 \cdot (1 - \cos \varphi)^2] \cdot \left[0,85 + 0,15 \cdot \left(\frac{a}{t}\right)^{0,25}\right], \quad (3.10)$$

$$f_\varphi = \left[\left(\frac{c_1}{a}\right)^2 \cdot \sin^2 \varphi + \cos^2 \varphi\right]^{\frac{1}{4}}, \quad (3.11)$$

$$f_W = \left[\sec\left(\frac{\pi \cdot r}{2 \cdot W}\right) \cdot \sec\left(\frac{\pi \cdot (2 \cdot r + n \cdot c_1)}{4 \cdot (W - c_1) + 2 \cdot n \cdot c_1}\right) \cdot \sqrt{\frac{a}{t}}\right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.12)$$

На рис. 3.16 зображено залежності швидкості росту втомної тріщини dc_1/dN від розмаху коефіцієнта інтенсивності напружень $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ [142]. Тут K_{max} , K_{min} – найбільший та найменший коефіцієнти інтенсивності напружень. Слід зазначити, що швидкість росту втомної тріщини визначали на ділянці її підростання від $c_1 = 0,25$ мм до 5 мм.

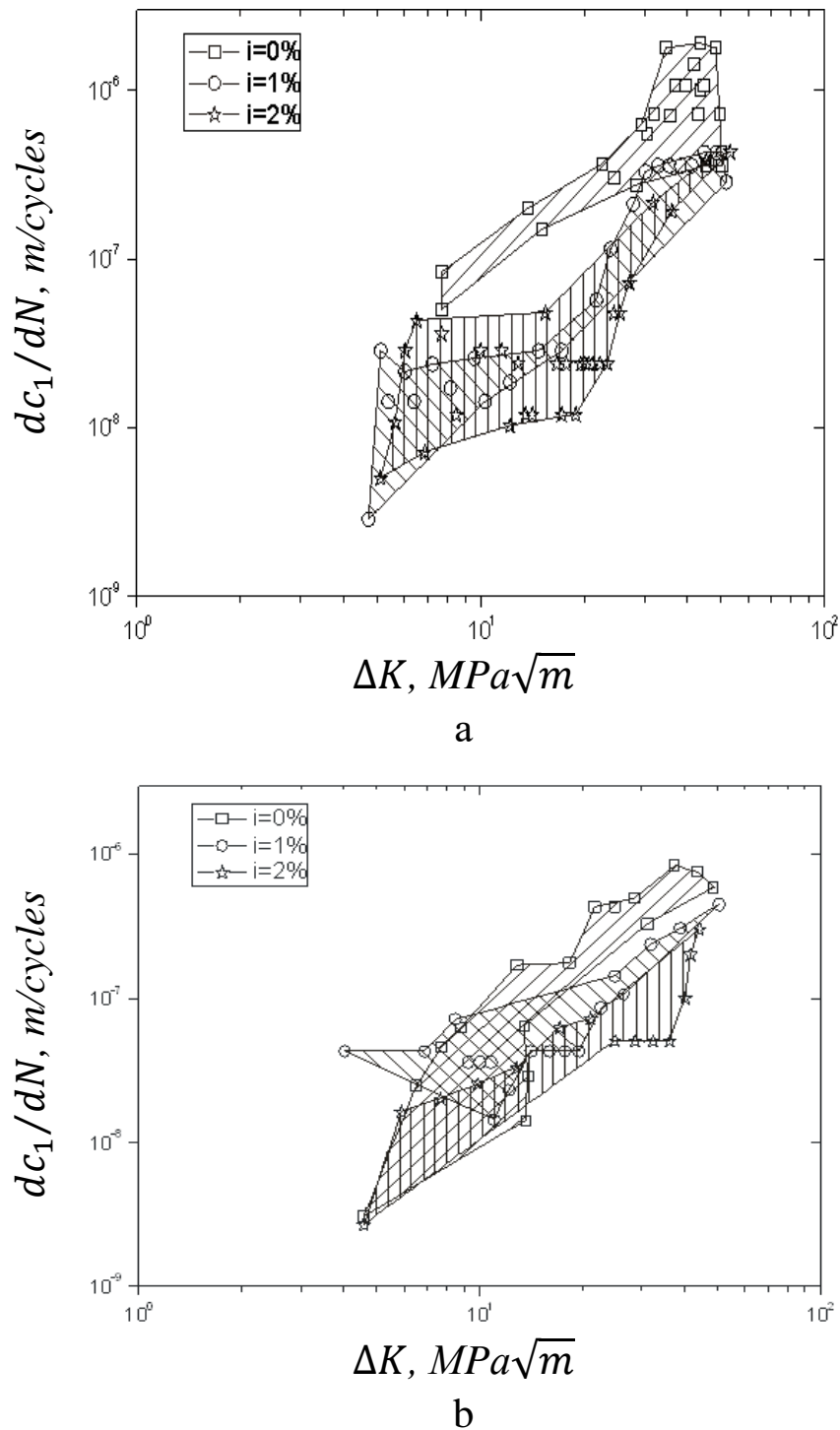


Рис. 3.16. Залежність швидкості росту втомної тріщини в алюмінієвому сплаві Д16чТ від розмаху коефіцієнта інтенсивності напруження ΔK , отримана на зразках зі зміцненими отворами діаметром 8 мм – а та 10 мм – б [142]

Fig. 3.16. The dependence of the fatigue crack growth rate in the aluminum alloy D16hT specimen on the stress intensity factor range for a reinforced hole with a diameter of 8 mm – a and 10 mm – b [142]

Швидкість росту втомної тріщини у зразках із алюмінієвого сплаву Д16чТ з отворами діаметром 8 мм у подвійних логарифмічних координатах має пропорційну залежність від розмаху коефіцієнта інтенсивності напруження. Проте після дорнування отворів (рис. 3.16 а і б) швидкість росту втомної тріщини майже не залежить від розмаху КІН при $\Delta K_1 < 20 \text{ МПа}\sqrt{m}$ і є меншою від швидкості в недорнованих зразках. Зі збільшенням розмаху КІН ($\Delta K_1 > 20 \text{ МПа}\sqrt{m}$) швидкість росту втомної тріщини зростає і при $\Delta K_1 \approx 25 \text{ МПа}\sqrt{m}$ досягає швидкості росту тріщини в недорнованому зразку.

Подібну закономірність впливу дорнування на швидкість росту втомної тріщини отримано й для зразків з діаметром отвору 10 мм (рис. 3.16 б).

Розмах коефіцієнта інтенсивності напружень ΔK визначали за формулами (3.1)–(3.12), σ замінювали на $\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min}$.

На рис. 3.17 зображено залежність швидкості росту поверхневої тріщини dc_1/dN від ефективного розмаху ΔK_{eff} . Розмах ефективного КІН визначали за формулою (3.1), замінивши $\Delta\sigma$ на $\Delta\sigma_{eff}$, яке обчислювали за формулою

$$\Delta\sigma_{eff} = \sigma_{max} - \sigma_{op}, \quad (3.13)$$

де σ_{op} – напруження відкриття тріщини.

Напруження відкриття тріщини для різних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження визначали за формулами [150]

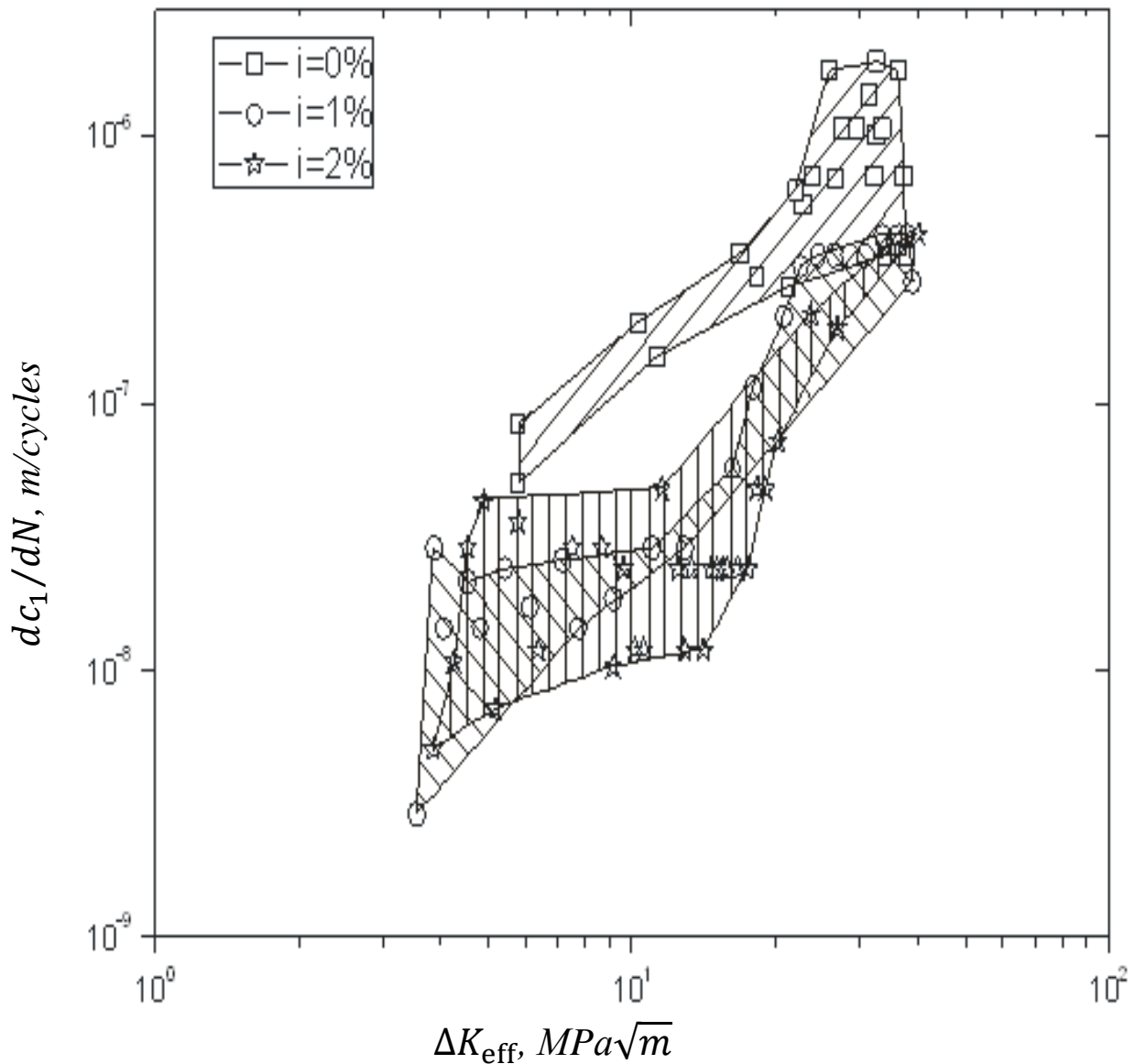
$$\left(\frac{\sigma_{op}}{\sigma_{max}}\right)_{R=0} = 0,5 \cdot \left(1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_B}\right)^2, \quad \text{для } R = 0 \quad (3.14)$$

$$\frac{\sigma_{op}}{\sigma_{max}} = \left(\frac{\sigma_{op}}{\sigma_{max}}\right)_{R=0} \cdot (1 - R)^2 + R, \quad \text{для } R \geq 0 \quad (3.15)$$

$$\frac{\sigma_{op}}{\sigma_{max}} = \left(\frac{\sigma_{op}}{\sigma_{max}} \right)_{R=0} \cdot \left(1 - \left(\frac{\sigma_{min}}{\sigma_B} \right)^2 \right)^2, \quad \text{для } R \leq 0 \quad (3.16)$$

Оскільки спостерігали значний розкид швидкості росту втомних тріщин, то для зручності аналізу отримані експериментальні значення окреслювали кривими (рис. 3.17).

Зазначимо, що ефективний розмах КІН визначено у першому наближенні, він враховує лише залишкові напруження, спричинені циклічним пластичним деформуванням у вістрі тріщини та не враховує технологічні залишкові напруження від поверхневого пластичного дорнування отворів.



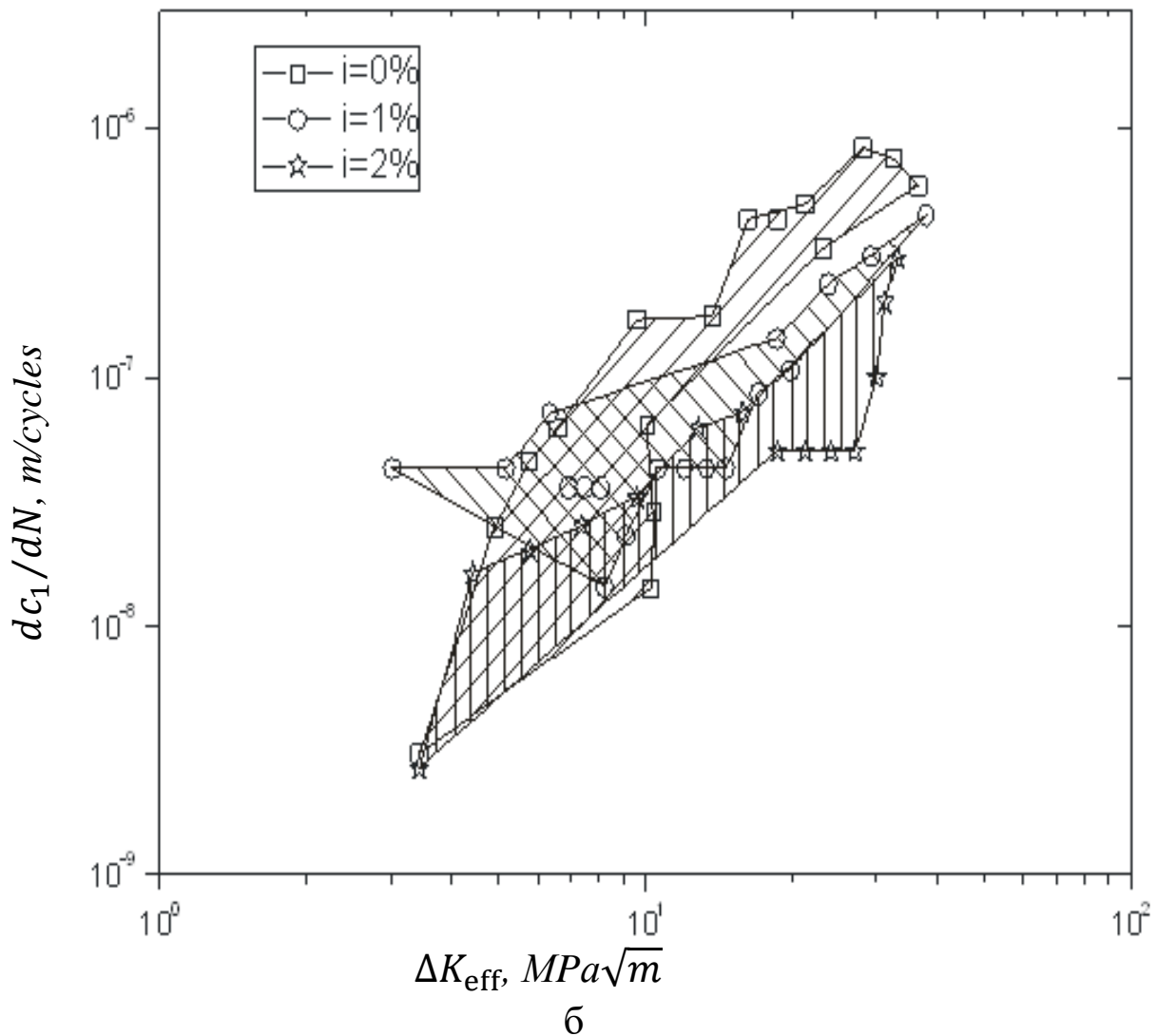


Рис. 3.17. Залежності швидкості росту втомної тріщини в алюмінієвому сплаві Д16чТ від ефективного розмаху коефіцієнтів інтенсивності напружень, отримані на зразках зі зміцненими отворами діаметром 8 мм – а та 10 мм – б [142]
 Fig. 3.17. The dependence of the fatigue crack growth rate in the aluminum alloy D16hT specimen on the effective stress intensity factor range for a reinforced hole with a diameter of 8 mm – a and 10 mm – b [142]

Таким чином, незалежно від натягу дорнування тріщини зароджуються від краєвих пластично zdeформованих отворів з боку входу дорна. Кількість циклів до зародження втомної макротріщини на поверхні довжиною 0,25 мм від отворів збільшується з підвищенням відносного натягу дорнування. Це зумовлено домінуючим впливом залишкових стискувальних напружень в околі

зміцнених отворів. Із підвищенням відносного натягу дорнування від 1% до 2% ефективний розмах коефіцієнта інтенсивності напружень та швидкість поширення втомної тріщини зменшуються.

Фронт втомної тріщини в зразках з отворами після механічної обробки наближений до півеліптичного. Тріщина зароджується переважно в середині (по товщині) ділянці отвору й поширюється в тіло зразка. Фронт тріщини набуває півеліптичної форми.

Виявлено, що у дорнованих зразках тріщина виникає на кромці отвору, переважно з боку входу дорна в отвір, і поширюється в тіло зразка. Фронт тріщини спочатку набуває чвертьеліптичної форми, а в подальшому стає півеліптичним. Втомна тріщина в зразках з дорнованими отворами на початковій стадії не виходить на поверхню отвору, а проростає до протилежної стінки зразка на відстані 1–2 мм від отвору. При цьому залишається тонка незруйнована смужка вздовж отвору, товщиною 1–2 мм. Такий ефект виникає внаслідок дії залишкових стискувальних напружень в околі отвору дорнованих зразків.

Створено модель для розрахунку пружно-пластичного деформування пластини з центральним отвором під час дорнування з натягом 1%, 2% і 3% для отворів діаметром 8 мм, 10 мм, 12 мм за використанням методу скінчених елементів за допомогою програмного модуля ANSYS Explicit Dynamics. Побудовано залежності розподілу локальних залишкових напружень стиску в околі отвору від величини відносного натягу дорнування. Зі збільшенням величини відносного натягу дорнування збільшуються залишкові напруження стиску, а також ширина ділянки стискувальних напружень біля отвору. Виявлено, що найменші локальні залишкові напруження стиску виникають з боку входу дорна для всіх досліджених натягів дорнування 1%–3%, а найбільші – у середній ділянці отвору, ближче до виходу дорна. Зі збільшенням величини відносного натягу дорнування (від 1% до 3%) різниця між найменшими та найбільшими локальними залишковими напруженнями стиску зменшується.

Визначено коефіцієнти інтенсивності напружень для кутової тріщини з урахуванням залишкових напружень за допомогою

методики Newman та Raju. Побудовано кінетичні діаграми втомного руйнування досліджуваних зразків у подвійних логарифмічних координатах. Досліджено основні закономірності впливу пластичного дорнування отворів з відносним натягом 1–3% на зародження та перебіг поширення втомних тріщин в алюмінієвому сплаві Д16чТ. Виявлено, що незалежно від натягу дорнування тріщини зароджуються від кромek пластично деформованих отворів з боку входу дорна. Кількість циклів до зародження втомної макротріщини на поверхні довжиною 0,25 мм від отворів збільшується з підвищенням відносного натягу дорнування. Це зумовлено домінуючим впливом залишкових стискувальних напружень в околі зміцнених отворів. З підвищенням відносного натягу дорнування від 1% до 2% ефективний коефіцієнт інтенсивності напружень та швидкість поширення втомної тріщини зменшуються.

РОЗДІЛ 4.

ПРОГНОЗУВАННЯ ЗАРОДЖЕННЯ ТА РОСТУ ВТОМНИХ ТРИЩИН ВІД ФУНКЦІОНАЛЬНИХ ОТВОРІВ

4.1. Розрахунок локальних напружень в околі отвору методом скінчених елементів за циклічного навантаження

З використанням програмного комплексу ANSYS змодельовано кінетику напружено-деформованого стану пластини з отворами у первісному стані після механічної обробки та після зміцнення.

На рис. 4.1 зображено залежність локальних максимальних σ_{yy}^{max} та мінімальних σ_{yy}^{min} напружень на поверхні отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1%, отриманих моделюванням методом скінчених елементів, від кількості півциклів навантаження k на поверхні зразка з боку входу дорна ($Z = 0$) та середній по товщині ділянці ($Z = t/2$) [147].

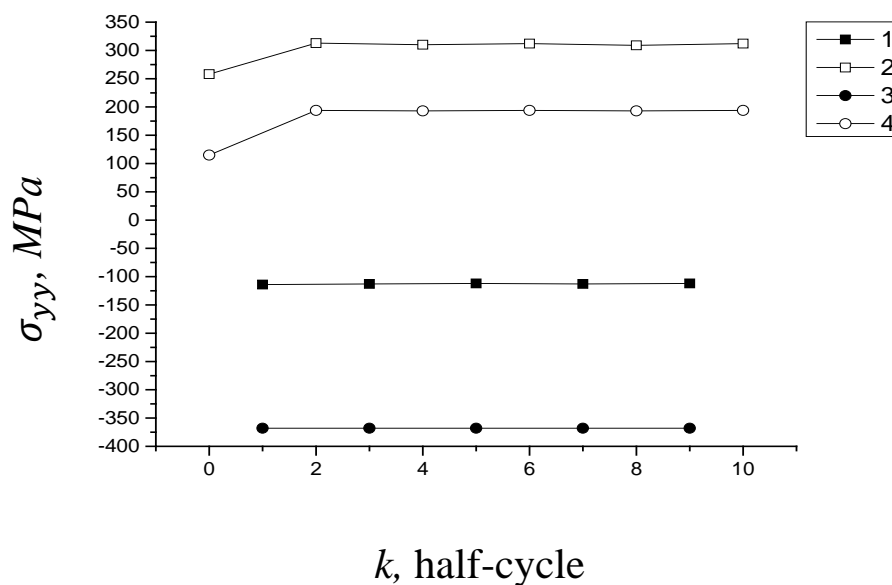
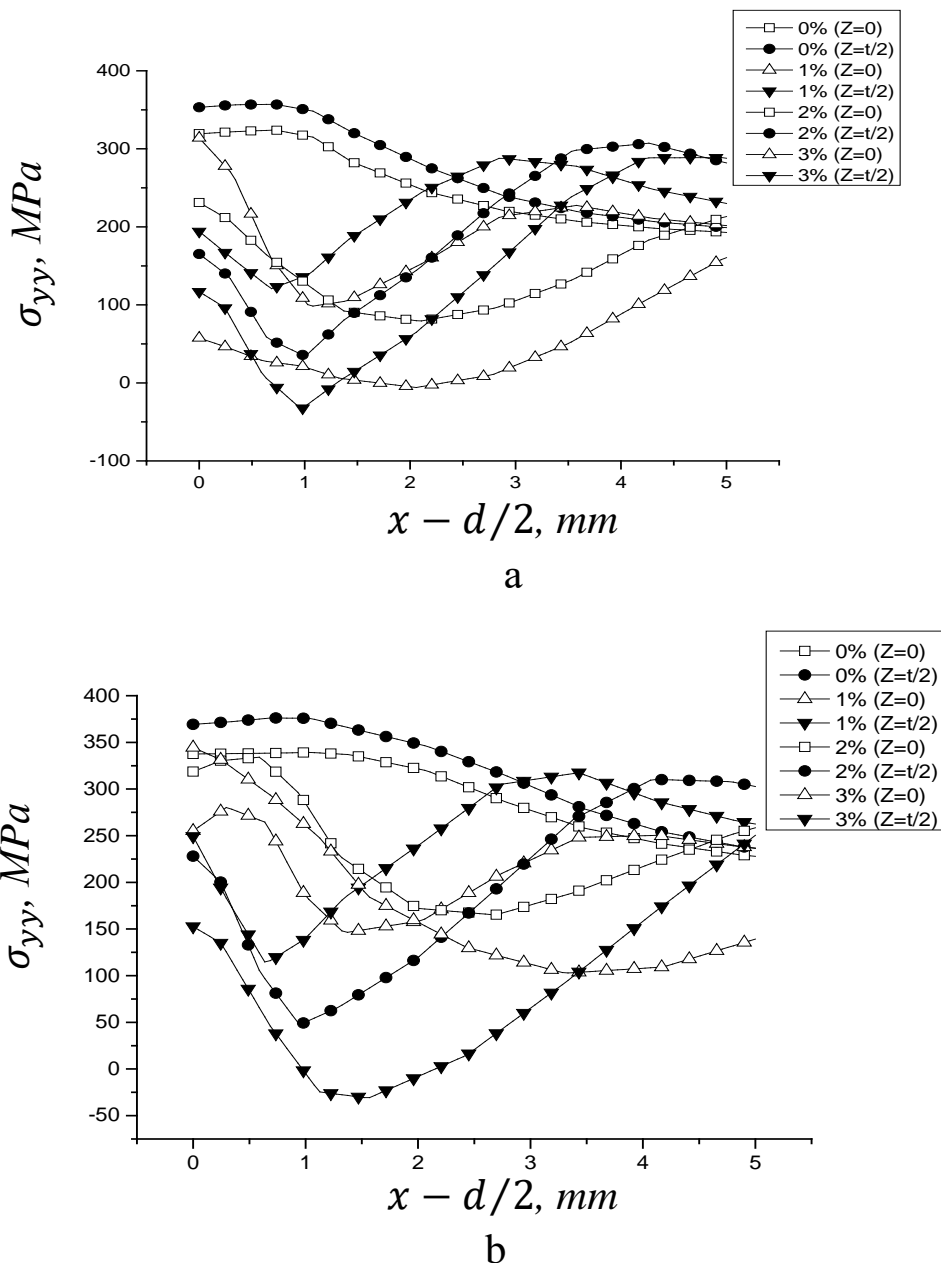


Рис. 4.1. Залежність локальних мінімальних σ_{yy}^{min} (1,3) та максимальних σ_{yy}^{max} (2,4) напружень від кількості півциклів навантаження на поверхні отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1%, $Z = 0$ (1,2), $Z = t/2$ (3,4) [147]

Fig. 4.1. Dependence of local minimum σ_{yy}^{min} (1,3) and maximum σ_{yy}^{max} (2, 4) stresses on the number of half-cycles of loading on the surface of the hole with a diameter of 8 mm at a cold expanded degree of 1%, $Z = 0$ (1,2), $Z = t/2$ (3,4) [147]

Із даних, наведених на рисунку 4.1, бачимо, що мінімальні напруження σ_{yy}^{min} не залежать від кількості циклів навантаження, а за максимального навантаження напруження σ_{yy}^{max} стабілізуються уже на 2 півциклі ($k = 2$). Тому при розрахунку напружень і деформацій за циклічного навантаження обмежувалися результатами, отриманими для другого півциклу.

На рис. 4.2 зображено розподіл локальних максимальних σ_{yy}^{max} та мінімальних σ_{yy}^{min} напружень в околі функціонального отвору діаметром 8 мм, 10 мм та 12 мм на поверхні зразка з боку входу дорна ($Z = 0$) та в середній ділянці зразка ($Z = t/2$) для другого півциклу навантаження [147].



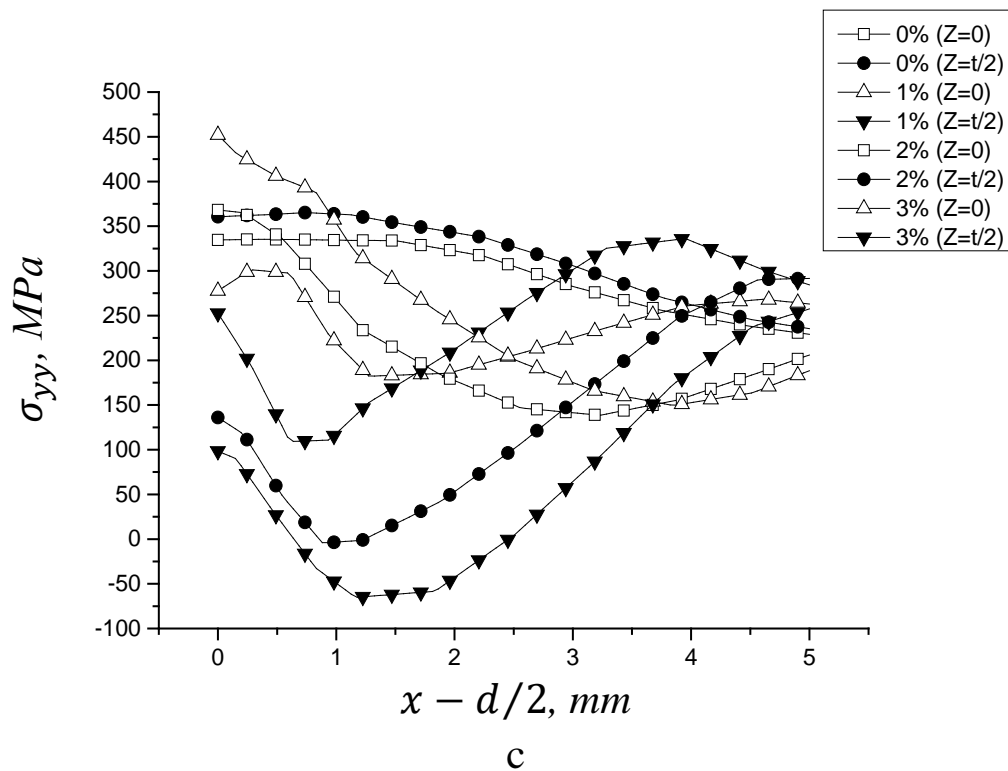


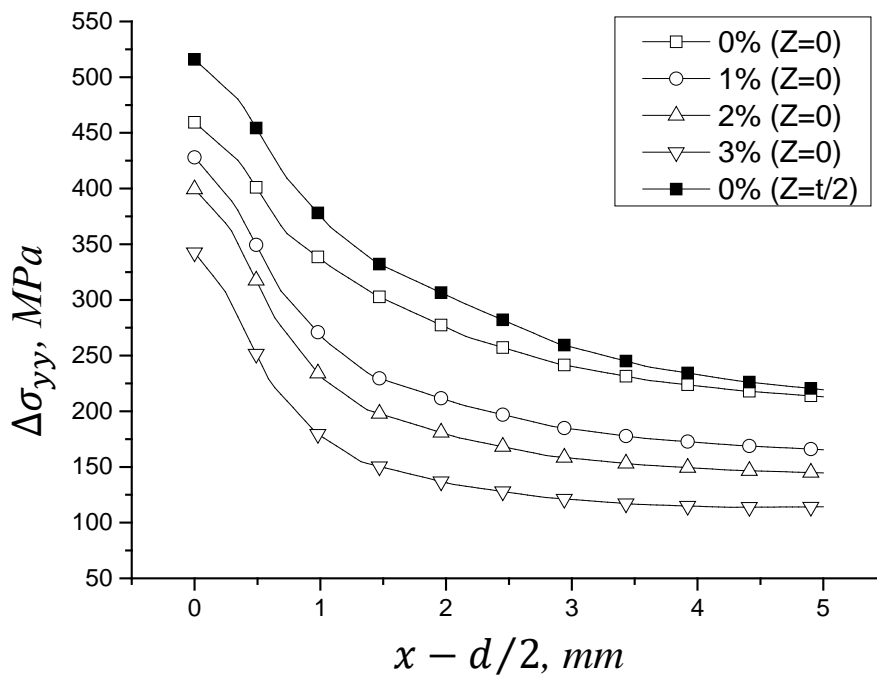
Рис. 4.2. Розподіл локальних максимальних напружень σ_{yy}^{max} в околі функціонального отвору діаметром 8 мм (а), 10 мм (б) і 12 мм (в) на поверхні зразка з боку входу дорна ($Z = 0$) та в середній ділянці зразка ($Z = t/2$) [147]

Fig. 4.2. Distribution of local maximum stresses σ_{yy}^{max} in the vicinity of a functional hole with a diameter of 8 mm (a), 10 mm (b) and 12 mm (c) on the surface specimen from inlet side ($Z = 0$) and in the middle part ($Z = t/2$) [147]

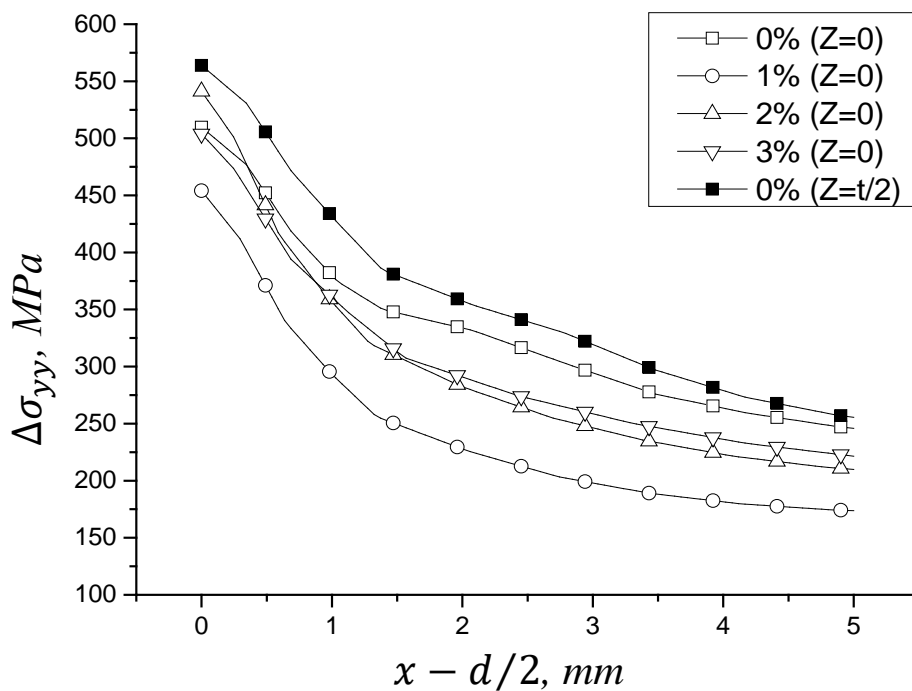
Ефект зміцнення отворів прослідковується в тому, що за натягу дорнування 3% навіть за максимального навантаження в середній ділянці пластини на деякій відстані від поверхні отвору ще зберігаються стискувальні напруження. Ширина ділянки стискувальних напружень залежить від діаметра отвору і найбільша для зразків з отвором діаметром 12 мм (рис. 4.2 в).

На рис. 4.3 зображено розподіл розмаху локальних напружень біля отворів діаметром 8 мм (рис. 4.3 а), 10 мм (рис. 4.3 б), 12 мм (рис. 4.3 в) для натягу дорнування 1%, 2%, 3% та без дорнування (0%) для другого півциклу навантаження [151]. Обчислювали розподіл розмаху локальних напружень на поверхні зразка з боку входу дорна ($Z = 0$) та для середньої ділянки зразка ($Z = t/2$).

Із отриманих результатів випливає, що для усіх діаметрів отворів (8 мм, 10 мм, 12 мм) найбільший розмах локальних напружень у зразках без дорнування спостерігається на середній ділянці по товщині зразка. Це пояснює експериментальні дослідження, де тріщина зароджувалася та поширювалася в середній частині зразка за одновісного розтягу (рис.5 а, б).



а



б

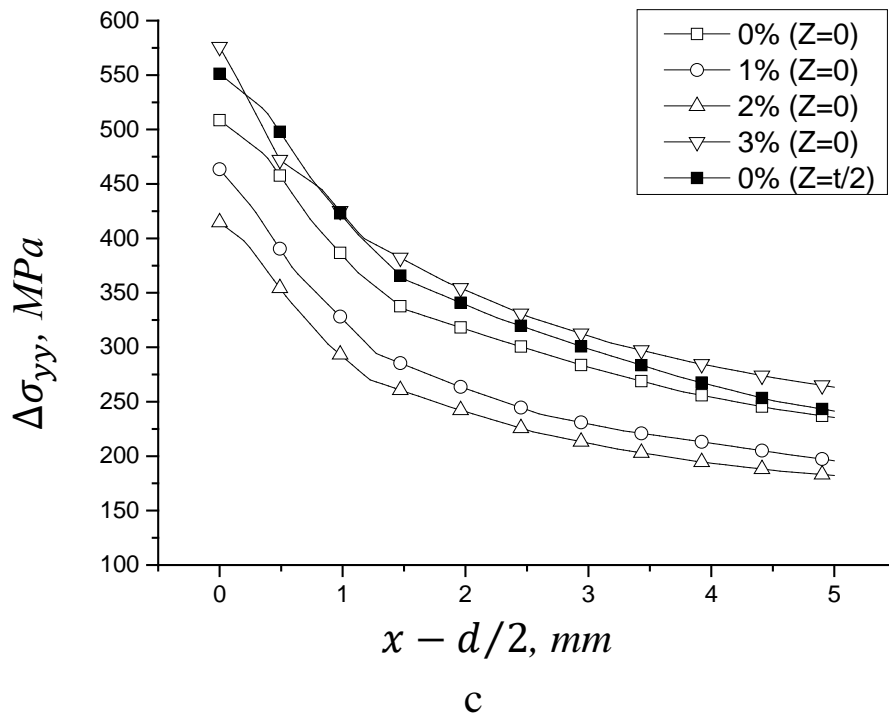


Рис. 4.3. Графіки розподілу розмаху напружень для отворів діаметром 8 мм (а), 10 мм (б), 12 мм (в) за натягу дорнування 1%, 2%, 3% [151]

Fig. 4.3. Stress distribution near the holes with a diameter of 8 mm (a), 10 mm (b), 12 mm (c) at a cold expanded degree of 1%, 2%, 3% [151]

Для дорнованих отворів характерним є зародження та поширення тріщини від кромки отвору з боку входу дорна (рис.3.5 в, г). Це зумовлено тим, що залишкові напруження стиску, спричинені дорнуванням значно менші, ніж у середній частині, а відповідно розмах локальних напружень для досліджених натягів дорнування ($i=1\%$, 2% та 3%) на кромці отвору значно більший, ніж у середній частині.

4.2. Розрахунок локальних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження в околі отвору методом скінчених елементів

На рис. 4.4 зображено розподіл локальних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження $R_{yy} = \sigma_{yy}^{min} / \sigma_{yy}^{max}$ біля отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1%, 2%, 3% та без дорнування, отриманих

моделюванням методом скінчених елементів [147]. Розподіл локальних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження в околі отвору отримано для поверхні зразка з боку входу дорна ($Z = 0$) та середній частині зразка ($Z = t/2$).

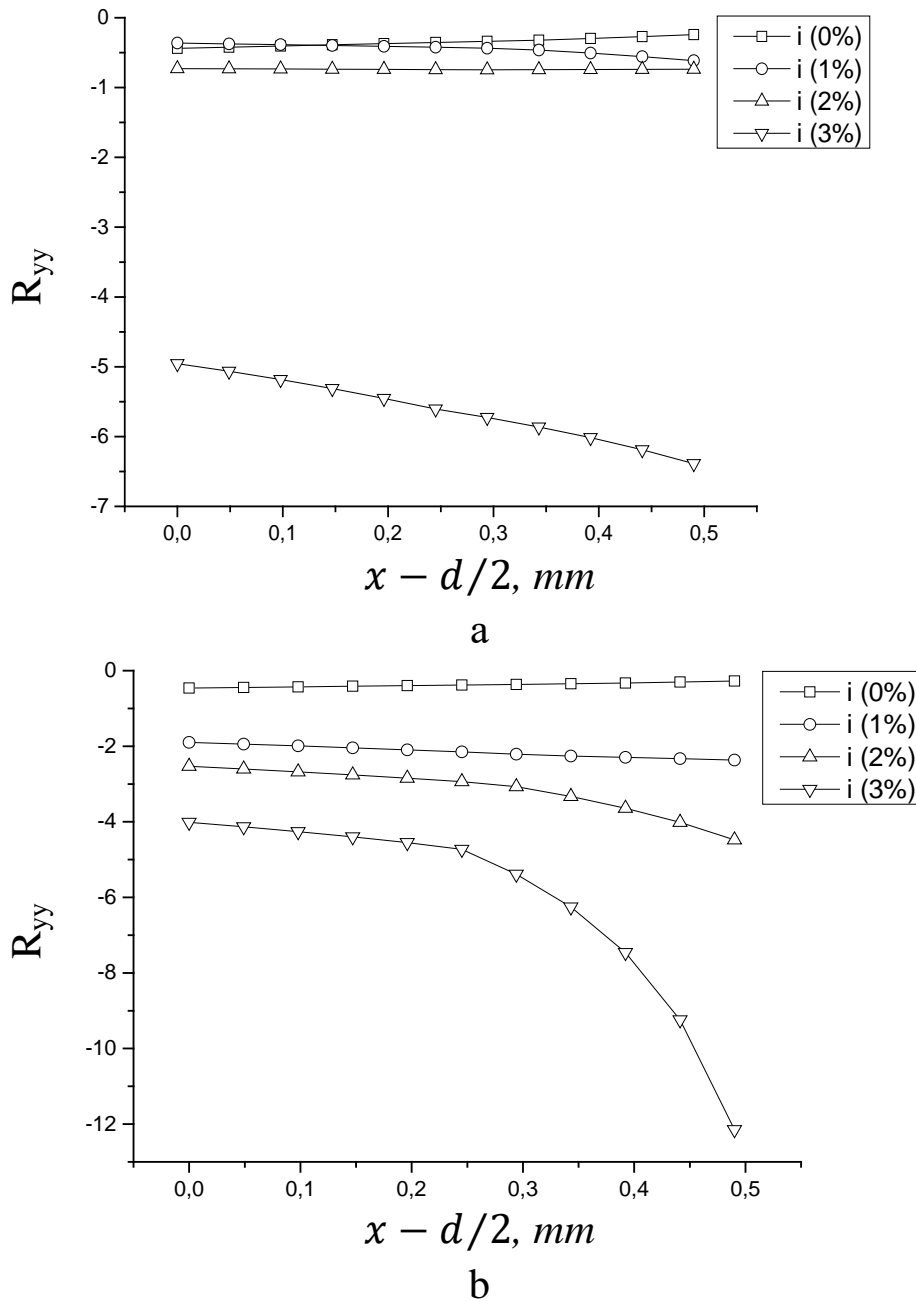
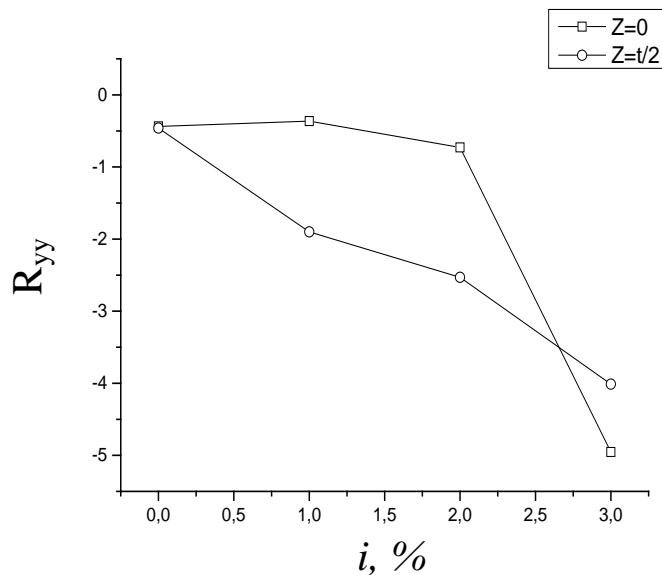


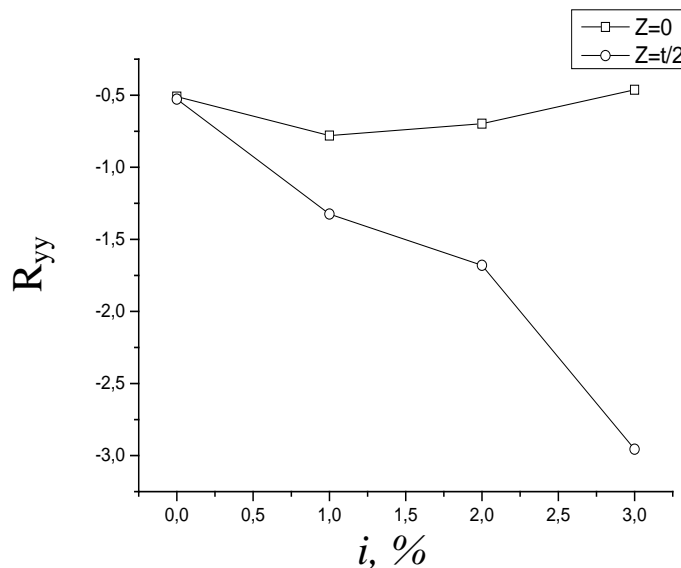
Рис. 4.4. Розподіл локального коефіцієнта асиметрії циклу навантаження біля отвору діаметром 8 мм за натягу дорнування 1%, 2%, 3% та без дорнування: а – $Z = 0$; б – $Z = t/2$ [147]

Fig. 4.4. Distribution of the local stress ratio near the hole with a diameter of 8 mm and a cold expanded degree of 1%, 2%, 3%: а – $Z = 0$; б – $Z = t/2$ [147]

Локальний коефіцієнт асиметрії циклу навантаження на поверхні (рис. 4.4 а) і в середній по товщині ділянці (рис. 4.4 б) пластини без зміцнення, майже не чутливий до відстані від краю отвору. Локальний коефіцієнт асиметрії циклу навантаження для пластин після дорнування знижується з віддаленням від краю отвору на середній ділянці ($Z = t/2$) для усіх значень натягу дорнування (рис. 4.4 а) та на поверхні пластини з боку входу дорна ($Z = 0$) для натягу дорнування $i = 1\%$ і 3% (рис. 4 б). Градієнт локального коефіцієнта асиметрії циклу навантаження збільшується зі збільшенням натягу дорнування, причому більший градієнт спостерігається при $Z = t/2$.



а



б

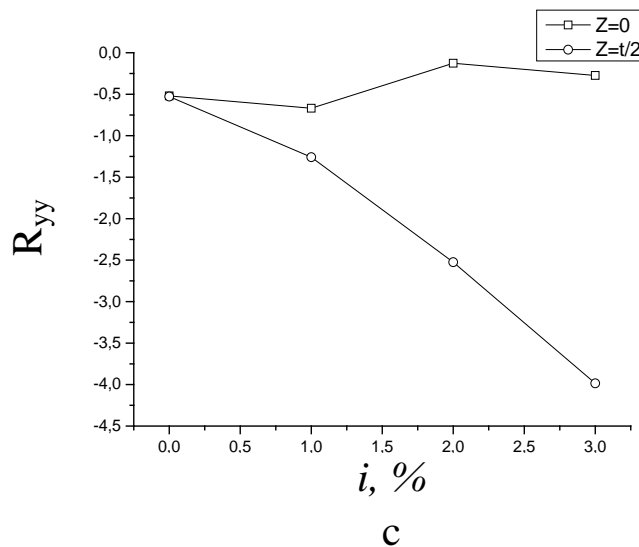


Рис. 4.5. Залежність локальних коефіцієнтів асиметрії циклу навантаження на поверхні отвору залежно від натягу дорнування отворів діаметром 8 мм (а), 10 мм (б), 12 мм (в)

Fig. 4.5. The depending of local stress ratio on the surface of the cold expanded hole with a diameter of 8 mm (a), 10 mm (b), 12 mm (c)

Зі збільшенням натягу дорнування пластин незалежно від діаметра отвору, локальний коефіцієнт асиметрії циклу навантаження на поверхні отвору збільшується для середньої ділянки пластини (рис. 4.5) і на поверхні пластини ($Z = 0$) з отвором діаметром 8 мм (рис. 4.5 а).

4.3. Прогнозування довговічності до зародження втомної тріщини з урахуванням залишкових стискаючих напружень після поверхневого пластичного зміцнення

Запропоновано в якості критерію втомного руйнування (зародження тріщини) пластин зі зміцненими отворами розмах локальних нормальних напружень на кромці отвору з боку входу дорна, які перпендикулярні до напрямку розвитку тріщини. Вибір такого критерію є логічним з урахуванням місця зародження тріщини, яке локалізується на кромці отвору з боку входу дорна.

Розмах напружень визначали як різницю між напруженнями за максимального й мінімального навантажень в околі вістря тріщини, розподіл яких обчислювали з використанням методу скінчених елементів (див. п. 3.2).

Для побудови кривих втомної довговічності до зародження тріщини використовували експериментальні дані із зародження втомної тріщини та локальні максимальні й мінімальні напруження розтягу за відповідного діаметра отвору й натягу дорнування.

На рис. 4.6 зображені криві втомної довговічності в термінах розмаху локальних напружень $\Delta\sigma_{yy}$ на кромці функціонального отвору діаметром 8 мм, 10 мм за натягів дорнування $i = 0\% \dots 3\%$. і кількості циклів навантаження, які відповідають зародженню втомної тріщини довжиною 0,25 мм на поверхні пластини з боку входу дорна ($Z = 0$). 10^4 10^5 10^6

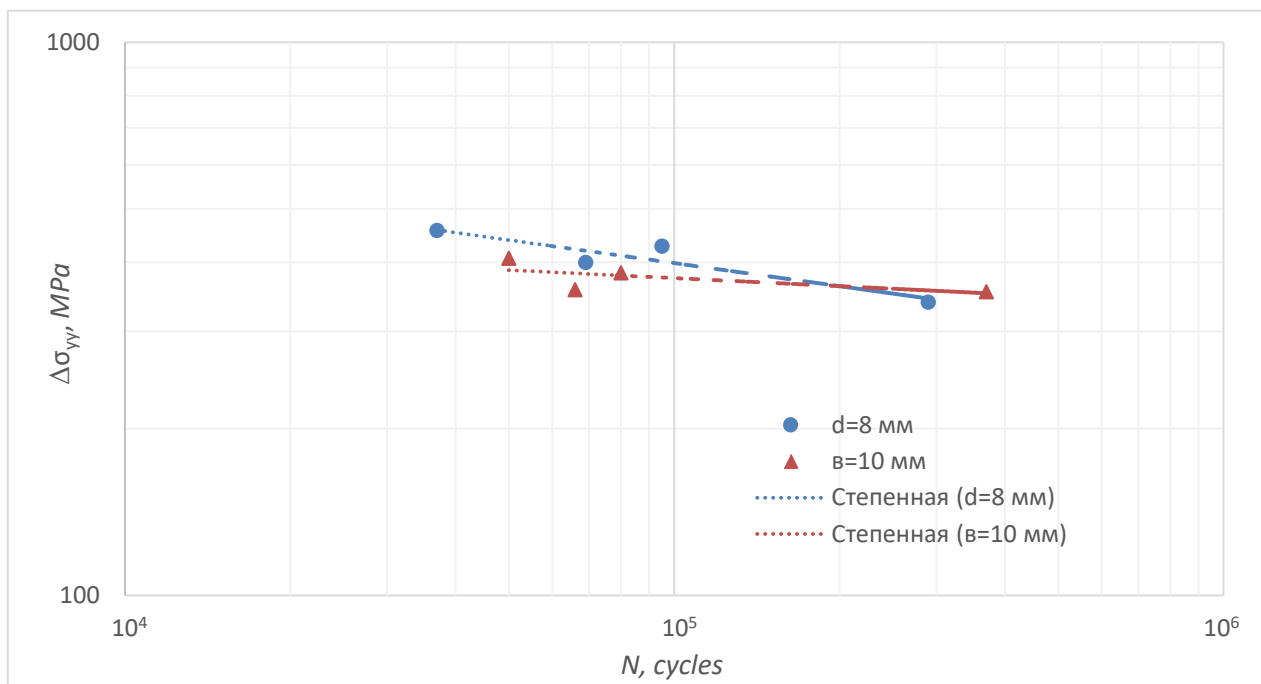


Рис. 4.6. Залежність кількості циклів до зародження втомної тріщини (довжиною 0,25 мм) у пластинах з отвором діаметром 8 і 10 мм за натягу дорнування 0–3% від розмаху локальних напружень $\Delta\sigma_{yy}$ на кромці отвору з боку входу дорна ($Z = 0$)

Fig. 4.6. Dependence of the lifetime of fatigue crack initiation (0.25 mm long) in plates with a hole diameter of 8 and 10 mm at cold expanded degree of 0–3% on the local stresses $\Delta\sigma_{yy}$ at the edge of the hole from the mandrel inlet ($Z = 0$)

Слід зазначити, що з використанням вище підходу, незалежно від натягу дорнування для заданого діаметра отвору (8 мм і 10 мм), криві втомної довговічності мажуть бути описані єдиною залежністю.

Експериментальні дані пластин зі зміцненими отворами (рис. 4.6), побудовані за критерієм зародження тріщини, задовільно описуються степеневою залежністю

$$\Delta\sigma_{yy} \cdot N_f^\beta = \alpha. \quad (4.1)$$

Значення параметрів α і β рівняння (4.1), які визначені апроксимацією експериментальних даних (табл. 3.2), наведено в таблиці 4.1.

Експериментальні дані, які характеризують втомну витривалість пластин з отворами різного діаметра, характеризуються спільною смугою розкиду. Проте збільшення діаметра отвору від 8 мм до 10 мм зменшує нахил кривої втоми до осі абсцис.

Таблиця 4.1

Значення параметрів α і β кривої втомної довговічності за критерієм зародження тріщини довжиною 0,25 мм

Table 4.1

The values of the parameters α and β of the fatigue life curve according to the criterion of a crack nucleation length of 0.25 mm

Вид напруження	Діаметр отвору, mm	α	β	Коефіцієнт кореляції
$\Delta\sigma_{yy}$ при $x = d/2$	8	1960	0,138	0,866
	10	653	0,048	0,436
$\Delta\sigma_{yy}$ при $x = d/2$	8, 10	1140	0,094	0,561

На рис. 4.7 зображено узагальнену залежність кількості циклів до зародження втомної тріщини довжиною 0,25 мм у пластинах з отвором від розмаху локальних напружень $\Delta\sigma_{yy}$ на кромці отвору з боку входження дорна за натягів дорнування $i=0\%\dots3\%$. Значення параметрів α і β рівняння (4.1), які описують узагальнену криву втоми, наведено таблиці 4.1.

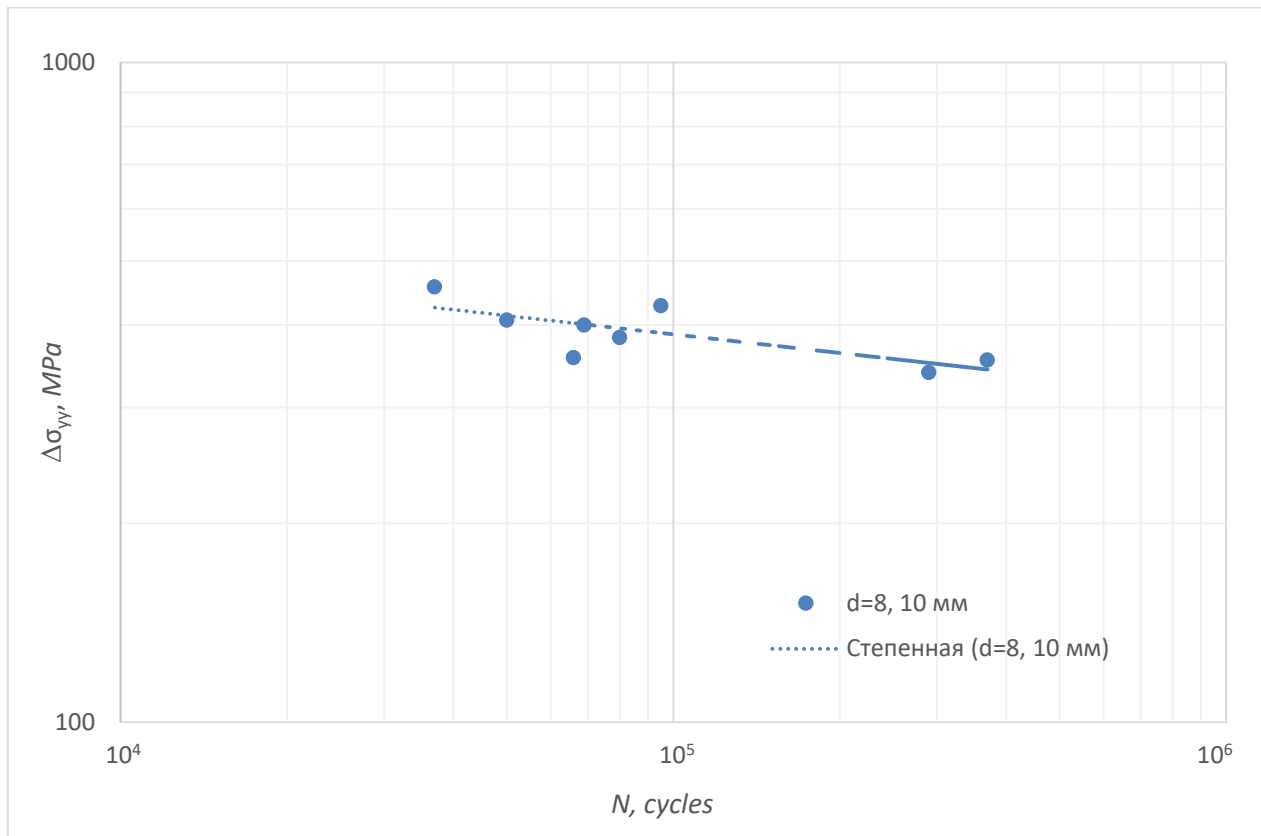


Рис. 4.7. Узагальнена залежність кількості циклів до зародження втомної тріщини (довжиною 0,25 мм) у пластинах з отвором діаметром 8 і 10 мм за натягу дорнування 0–3% від розмаху локальних напружень $\Delta\sigma_{yy}$ на кромці отвору з боку входу дорна ($Z = 0$)

Fig. 4.7. Generalized dependence of the lifetime of a fatigue crack invitation (0.25 mm length) in plates with a hole diameter of 8 and 10 mm at a cold expanded degree of 0 1%, 2% and 3% on the local stresses $\Delta\sigma_{yy}$ at the edge of the hole from the mandrel inlet ($Z = 0$)

Таким чином, для описування втомного руйнування пластин зі зміцненими отворами незалежно від їх діаметра може бути використаний підхід, заснований на розмаху локальних напружень на поверхні отвору з боку входу дорна, з урахуванням залишкових напружень, спричинених холодним пластичним деформуванням матеріалу. Привабливість цього критерію втомного руйнування зумовлена його інваріантністю до натягу дорнування й діаметра отвору.

ЛІТЕРАТУРА

1. Pantelakis S.G., Daglaras P.G. Tensile and energy density properties of 2024, 6013, 8090 and 2091 aircraft aluminum alloy after corrosion exposure. Ch. Alk. Apostolopoulos: Theoretical and Applied Fracture Mechanics. 2000. P. 33.
2. Rodopoulos C.A., de los Rios E.R. Rodopoulos C.A. Theoretical analysis on the behaviour of short fatigue cracks. Int. J. Fatigue. 2002. Vol. 24. P. 719–724.
3. Shyam A., Allison J.E., Szczepanski C.J. Small fatigue crack growth in metallic materials: A model and its application to engineering alloys. Acta Mater. 2007.
4. Афанасьев Н.Н. Статистическая теория усталостной прочности металлов. Киев: АН СССР, 1953. 128 с.
5. Иванова В.С. 5. Иванова В. С. Усталостное разрушение металлов. Москва: Металлургиздат, 1963. 258 с.
6. Иванова В.С., Терентьев В.Ф. Природа усталости металлов. Москва: Металлургиздат, 1975. 455 с.
7. Коцаньда С. Усталостное разрушение металлов. Москва: Металлургия, 1976. 455 с.
8. Ярема С.Я. Стадийность усталостного разрушения и ее следствия. Физ.-хим. механика материалов. 1973. Т. 6. С. 66–72.
9. Терентьев В.Ф. Эволюция циклической повреждаемости металлических материалов. Publ. Techn. Univ. Heavy Ind. 1983. 38 p.
10. Прокопенко А.В., Торгов В.Н. Поверхностные свойства и предел выносливости металла. Сообщение I. Зависимость предела текучести от глубины слоя. Проблемы прочности. 1986. № 4. С. 28–34.
11. Miller K.J. The two thresholds of fatigue behaviour. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1993. P. 931–939.
12. Bruckner-Foit A. Prediction of the Lifetime Distribution of High-Strength Components Subjected to Fatigue Loading. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1993. Vol. 16. No. 8. P. 891–908.
13. Z. Zhao A.H. Fatigue damage evaluation and updating using nondestructive inspections/ J. Eng. Fract. Mech. 1996. Vol. 53 No. 5. P. 775–788.
14. D. Davidson, K. Chan R.M. Small Fatigue Cracks. Compr. Struct. Integr. 2003. No. 4. P. 129–164.

15. Benyon J.A., S. W.A. The use of Monte-Carlo analysis to increase axle inspection interval 13th International Wheelset Congress. 13th International Wheelset Congress. Rome, 2001. P. 346–368.
16. Панасюк В.В., Осташ О.П., Федірко В.М. Механіка руйнування та міцність матеріалів. Т. 9. Міцність і довговічність авіаційних матеріалів та елементів конструкцій: довідн. посібник. Львів: Сполом, 2007. 1–1068 с.
17. Gerber W. Bestimmung der zulassigen in eisen construcionen. Z. Bayer Arch. Ing Ver. Z. Bayer Arch. Ing Ver. 1874. Vol. 6. P. 101–110.
18. Goodman J. Mechanics Applied to Engineering. London: Longmans Green and Co., 1930. Vol. 1. No. 9.
19. Soderberg C.R. APM-52–2. ASME Transactions. 1930. P. 13–28.
20. Morrow J. Fatigue properties of metals, section 3.2. Fatigue Design Handbook. Warrendale, PA: No. AE-4. SAE. 1968.
21. Smith, K.N., Watson, P. and Topper T.H. A stress-strain function for the fatigue of materials. J. Mater. 1970. No. 5. P. 767–778.
22. Coffin Jr. L.F. A study of the effects of cyclic thermal stresses on a ductile metal. Trans. ASME. 1954. Vol. 76. P. 931–950.
23. Manson S.S. NACA TN-2933 “Behavior of materials under conditions of thermal stress”. National Advisory Committee for Aeronautics. 1953.
24. Socie D.F., Morrow J.D. Review of contemporary approaches to fatigue damage analysis. In: Risk and Failure Analysis for Improved Performance and Reliability, ed. Weiss J.J.B. & V. New York: Plenum Publication Corp, 1980. P. 141–194.
25. Koh S.K., Stephens R.I. Mean stress effects on low cycle fatigue for a high strength steel. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1991. Vol. 14. P. 413–428.
26. Ince A., Glinka G. A modification of Morrow and Smith-Watson-Topper mean stress correction models. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 2011. Vol. 34. No. 11. P. 854–867.
7. Moaveni S. Finite element analysis. Theory and aPplication with ANSYS. New Jersey, 1999. 527 p.
28. ANSYS, Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition. Release 5.7, ed. Kohnke P. Canonsburg: Inc ANSYS, Inc. Southpoint 275 Technology, 2001. 2352 p.

29. Басов К.А. ANSYS: справочник пользователя. Москва: ДМК Пресс, 2005. 640 с.
30. Морозов Е.М., Муйземнек А.Ю., Шадский А.С. ANSYS в руках инженера: Механика разрушения. Москва: Ленанд, 2008. 456 с.
31. Дащенко А.Ф., Лазарева Д.В., Сурьянинов Н.Г. Дащенко, А.Ф. Ansys в задачах инженерной механики. Одесса: Астропринт, 2007. 488 с.
32. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Федотов М.М. Інженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки. Харків: ХАІ, 2002. 722 с.
33. Aircraft Structures. Aviat. Maint. Tech. Handb. Airframe. 2012. P. 48.
34. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. Москва: Машиностроение, 1991. 400 с.
35. Laviolette J. Wing Spar Crack. Feedback. 2012. No. 2. P. 5–14.
36. Sadraey M. Chapter 5 Wing Design. Book. 2012. P. 167–275.
37. Лонжерон. URL: <http://avia.pro/blog/lonzheron>.
38. Авиационно-космические конструкции. URL: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_colier/6854/АВИАЦИОННО.
39. Atmeh G., Hasan Z., Darwish F. Design and stress analysis of a general aviation aircraft wing. Proceeding of the COMSOL. 2010.
40. Tajabadi M.S. Case Studies in Engineering Failure Analysis Metallurgical failure analysis of a cracked aluminum 7075 wing internal angle. Case Stud. Eng. Fail. Anal. Elsevier Ltd. 2016. Vol. 7. P. 9–16.
41. Burns S. Cracks in Airbus A380 Wings Put Pressure on EADS. 2012. February. URL: <https://agmetalmminer.com/2012/02/14/cracks-airbus-a380-wings-put-pressure-bae-systems/>.
42. Sandilands B. A380 wing cracks to cost € 105 million for interim fix. 2012. March 9.
43. Black D. Emirates to delay 'wing crack' modifications because of late A380s delivery. Natl. 2017. May 19. P. 1–5.
44. Scott A., Hopher T. Boeing reports wing cracks on 787 Dreamliners in production. Reuters.com. 2014.
45. Bachman J. Boeing Has a New 787 Dreamliner Headache With Wing Cracks. Bloomberg. 2014. March 8.
46. Born M. Concorde grounded after cracks are found in wing. Telegr. 2000. No. 24. July.

47. Seligman L. Crack Discovered on F-35C Test Plane Wing Spar. Def. News. 2015. November 16.
48. Трощенко В.Т., Хамаза Л.А. Механика рассеянного усталостного повреждения металлов и сплавов. Київ: Ин-т проблем прочности им. Г.С. Писаренко НАН Украины, 2016. 412 с.
49. Панасюк В.В., Романив О.Н., Ярема С.Я. Механика разрушения и прочность материалов. Т.4. Усталость и циклическая трещиностойкость конструкционных материалов: справочное пособие: в 4-х т. / під ред. В.В. Панасюка. Киев: Наук. думка, 1990. 436 с.
50. James M.R., L Morris W. Metall. Trans. 1983. Vol. 14A. P. 153–155.
51. Jono M., Sugeta A. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1996. Vol. 19 (2/3). P. 115.
52. Ritchie R.O., Lankford I. Small fatigue cracks: a statement of problem and potential solutions. Mater. Sci. Eng. 1986. Vol. 84. P. 11–16.
53. McClung R.C., Chan K.S., Hudak Jr. S.J. Behaviour of small fatigue cracks. Fatigue Fract. 1996. Vol. 19. P. 153–158.
54. McDowell D.L. Basic issues in the mechanics of high cycle metal fatigue. Int. J. Fract. 1996. Vol. 80. P. 103–145.
55. Ясній П.В., Гладько В.Б., Гладько С.В. Дослідження дефектів виготовлення отворів під потайні заклепки: Тези доповіді науково-технічної конференції МТФ ТНТУ ім. І. Пулюя “Прогресивні матеріали та технології в машинобудуванні, будівництві та транспорті”. 2011. С. 3–4.
56. Ясній П.В., Гладько В.Б., Оцінювання параметрів початкових мікрodefektів конусних отворів. 10-й Міжнародний симпозіум українських інженерів-механіків у Львові: Тези доповідей. Львів: КІНПАТРИ ЛТД, 2011. С. 118–120.
57. Ясній П.В., Гладько С.В., Гладько В.Б. Оцінювання мікропошкоджуваності отворів під потайні заклепки. Вісник Тернопільського національного технічного університету. 2011. № 1. С. 23–29.
58. Editors S.F. The Influence of Corrosion Pits and Cold Expanded Fastener Holes on the Fatigue Life Aluminium 7075-T651. Adv. Mater. Res. 2014. Vol. 891–892. P. 87–92.

59. Панасюк В.В., Андрейкив А.Е., Партон В.З. Основы механики разрушения. Киев: Наук. думка, 1988. 488 с.
60. Андрейкив А.Е., Дарчук А.И. Усталостное разрушение и долговечность конструкций. Киев: Наук. думка, 1992. 184 р.
61. Андрейкив А.Е. Пространственные задачи теории трещин. Киев: Наук. думка, 1982. 342 с.
62. Андрейкив А.Е. Расчетная модель для определения периода зарождения усталостной макротрещины. Физ.-хим. механика материалов. 1976. № 6. С. 27–31.
63. Панасюк В.В., Остап О.П., Костык Е.М. Зарождение усталостных трещин у концентратора напряжений механ. материалов. Физ.-хим. механика материалов. 1985. № 6. С. 3–10.
64. Стадник М.М., Ризничук Р.В. Расчетная модель для определения усталостной долговечности тела, ослабленного тонкой полостью. Физ.-хим. механика материалов. 1989. № 3. С. 83–88.
65. Панасюк В.В., Андрейкив А.Е., Дарчук А.И. К теории деформирования и разрушения металлов при циклическом нагружении: тр. IX конференции по прочности и пластичности. Киев–Москва, 1996. С. 85–90.
66. Горохов В.А. Обработка деталей пластическим деформированием. Киев: Техника, 1978. 192 с.
67. Кроха В.А. Упрочнение металлов при холодной пластической деформации: справочник. Москва: Машиностроение, 1980. 157 с.
68. Одинцов Л.Г. Упрочнение и отделка деталей поверхностным пластическим деформированием: справочник. Москва: Машиностроение, 1987. 327 с.
69. Шнейдер Ю.Г. Эксплуатационные свойства деталей с регулярным микрорельефом. СПб: СПбГИТМО(ТУ), 2001. 264 с.
70. FTI Process Specification 8101D. (1994). Fatigue Technology Inc.
71. Warner J.J. Cold expansion effects on cracked fastener holes under constant amplitude and spectrum loading in the 2024-T351 aluminum alloy. AFGROW User Workshop 2012. 2012. P. 38. URL: http://www.afgrow.net/workshop/documents/2012/Jacob_Warner_AFGROW_Workshop_2012.pdf.

72. Lacarac V. et al. Fatigue crack growth from plain and cold expanded holes in aluminium alloys. *Int. J. Fatigue*. 2000. Vol. 22. No. 3. P. 189–203.

73. Zhang X., Wang Z. Fatigue life improvement in fatigue-aged fastener holes using the cold expansion technique. *Int. J. Fatigue*. 2003. Vol. 25. No. 9–11. P. 1249–1257.

74. Воронько В.В. Скоростное дорнование отверстий авиационных конструкций. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2009. Т. 41. С. 213–226.

75. Воробьев Ю.А., Воронько В.В., Степаненко В.Н. Сравнительный анализ способов дорнования отверстий. Системы обработки інформації. 2007. № 5. С. 35–38.

76. Скворцов В.Ф., Арляпов А.Ю. Дорнование глубоких отверстий малого диаметра. Томск: Изд-во ТПУ, 2005. 92 с.

77. Gopalakrishna H.D., Narasimha Murthy H.N., Krishna M. Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy – An experimental study. *Eng. Fail. Anal.* 2010. Vol. 17. No. 2. P. 361–368.

78. Степанова Т.Ю. Технологии поверхностного упрочнения деталей машин: учебное пособие. Ивановский государственный химико-технологический университет, 2009. 64 с.

79. De Matos P.F.P. et al. Analysis of the effect of cold-working of rivet holes on the fatigue life of an aluminum alloy. *Int. J. Fatigue*. 2007. Vol. 29. No. 3. P. 575–586.

80. De Matos P.F.P. et al. Residual stress effect on fatigue striation spacing in a cold-worked rivet hole. *Theor. Appl. Fract. Mech.* 2004. Vol. 42. No. 2. P. 139–148.

81. Shizhen W. et al. Effect of Cold Expansion on High Cycle Fatigue of 7A85 Aluminum Alloy Straight Lugs. *Rare Met. Mater. Eng.* 2015. Vol. 44. No. 10. P. 2358–2362.

82. Zhang Y., Fitzpatrick M.E., Edwards L. Analysis of the residual stress around a cold-expanded fastener hole in a finite plate. *Strain*. 2005. Vol. 41. No. 2. P. 59–70.

83. Stefanescu D., Edwards L., Fitzpatrick M.E. X-Ray Diffraction Measurement of the Residual Stresses Surrounding a Cold Expanded Hole. *Mater. Sci. Forum*. 2002. Vol. 404–407. P. 185–190.

84. Nadri B. et al. Measurement of residual stresses following overloading of cold expanded holes using the X-ray diffraction technique and finite element method. *J. Neutron Res.* 2004. Vol. 12. No. 1–3. P. 1–11.
85. Poolsuk S., Sharpe W. N. J. Measurement of the Elastic-Plastic Boundary Around Coldworked Fastener Holes. *J. Appl. Mech. ASME*, 1978. Vol. 45. No. 3. P. 515–520.
86. Backman D., Rutledge R., Yanishevsky M. Experimental Measurement of Strain Changes Around Fastener Holes during Cold Expansion. *Proceedings of the 2006 SEM Annual Conference and Exposition on Experimental and Applied Mechanics*, (June 4–7, 2006.). 2006. Vol. 1. Saint Louis, Missouri, USA: Society for Experimental Mechanics, 2006. P. 118–137.
87. Özdemir A.T., Edwards L. Measurement of the three-dimensional residual stress distribution around split-sleeve cold-expanded holes. *J. Strain Anal. Eng. Des.* 1996. Vol. 31. No. 6. P. 413–421.
88. Pavier M.J., Poussard C.G.C., Smith D.J. A finite element simulation of the cold working process for fastener holes. *J. Strain Anal.* 1997. Vol. 32. P. 287–300.
89. Huang Y. et al. An numerical investigation on the effect of the combination of cold expansion and interference fitting on fatigue life improvement of a 7075-T6 aluminum alloy single plate. *2017 8th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering (ICMAE). IEEE*, 2017. P. 632–638.
90. Pasta S., Mariotti G.V. Effect of residual stresses and their redistribution on the fatigue crack growth in cold-worked holes. *Int. Conf. CRACK PATHS (CP 2009)*. 2009. P. 895–902.
91. Kumar S.A., Bhattacharya A., Babu N.C.M. Fatigue Crack Growth Life Prediction around Cold Expanded Hole Using Finite Element Method. *Procedia Mater. Sci.* 2014. Vol. 5. P. 316–325.
92. Houghton S.J. Finite Analysis of the Cold Expansion of Aircraft Fastner Holes. 2010. No. 1534. P. 1–31.
93. Yongshou L. et al. Finite element method and experimental investigation on the residual stress fields and fatigue performance of cold expansion hole. *Mater. Des.* 2010. Vol. 31. No. 3. P. 1208–1215.
94. Aid A., Semari Z., Benguediab M. Finite Element Method Investigation of the Effect of Cold Expansion Process on Fatigue Crack

Growth in 6082 Aluminum Alloy. 2014. Vol. 2014. January. P. 25–31.

95. Taghizadeh H. et al. Prediction of fatigue life in cold expanded fastener holes subjected to bolt tightening in Al alloy 7075-T6 plate. *Int. J. Mech. Sci.* Pergamon, 2015. Vol. 90. P. 6–15.

96. Anil Kumar S., Mahendra Babu N.C. Effect of Proximity Hole on Induced Residual Stresses during Cold Expansion of Adjacent Holes. *Mater. Today Proc.* 2018. Vol. 5. No. 2. P. 5709–5715.

97. Zhang Y., Fitzpatrick M.E., Edwards L. Measurement of the residual stresses around a cold expanded hole in an EN8 steel plate using the contour method. *Materials science forum*. Trans Tech Publ. 2002. Vol. 404. P. 527–534.

98. Elajrami M., Melouki H., Boukhoulida F.B. Effect of double cold expansion on the fatigue life of rivet hole. *Int. J. Mining, Metall. Mech. Eng.* 2013. Vol. 1. No. 2. P. 111–113.

99. Hill M.R. et al. Fatigue crack growth at cold expanded holes – some recent test data. *AFGROW User Workshop 2012*. 2012.

100. Amrouche A. et al. Numerical study of the optimum degree of cold expansion: Application for the pre-cracked specimen with the expanded hole at the crack tip. *J. Mater. Process. Technol.* Elsevier. 2008. Vol. 197. No. 1–3. P. 250–254.

101. Gopalakrishna H.D., Narasimha Murthy H.N., Krishna M. Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy – An experimental study. *Eng. Fail. Anal.* 2010. Vol. 17. No. 2. P. 361–368.

102. J. Vogwell, T Navid-Chakherlou J.M.M. The Effect of Cold Expansion on the Fatigue resistance of fastener holes. *10th Int. Congr. Fract.* 2008. Vol. 130. No. 3. P. 7.

103. Kawdi B., Shanmukh D.N. Cold Hole Expansion Process for Stress Analysis and Evaluation of Fatigue Properties. *J. Mech. Civ. Eng.* 2009. P. 21–27.

104. Farhangdoost K., Hosseini A. Finite element modeling of mandrel speed in cold expansion process. *Int. J. Struct. Integr.* 2012. Vol. 3. No. 4. P. 441–456.

105. Lacarac V., Smith D., Pavier M. The effect of cold expansion on fatigue crack growth from open holes at room and high temperature. *Int. J. Fatigue.* 2001. Vol. 23. P. 161–170.

106. Kokaly M.T. et al. Observations and Analysis of Fatigue Crack Growth from Cold Expanded Holes. 2010. Vol. 98188. No. 206. P. 1–19.

107. Wang Y. et al. Investigation on fatigue performance of cold expansion holes of 6061-T6 aluminum alloy. *Int. J. Fatigue*. 2017. Vol. 95. P. 216–228.

108. Гребенников А.Г., Гуменний, А. М. Светличный С.П., Матвиенко В.А. Влияние последовательного применения дорнования и барьерного обжата на характеристики локального НДС стрингера с отверстиями для перетекания топлива. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского “ХАИ.” Харьков, 2007.

109. Заруцкий А.В. Анализ остаточных напряжений после упрочнения отверстия методом барьерного обжата. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2013. № 60. С. 85–92.

110. J Gaerke, X Zhang Z.W. Life enhancement of fatigue aged fastener holes using the cold expansion process. *Proc. Inst. Mech. Eng., Part G J. Aerosp. Eng.* 2000. May 1. P. 1–5.

111. Panaskar N.J., Sharma A. Combined Cold Expansion and Friction Stir Processing of Fastener Holes in Aluminum Alloy Al-2014-T6. *Trans. Indian Inst. Met.* 2017. Vol. 70. No. 1. P. 107–114.

112. Shuai H. et al. Effect of hole cold expansion on fatigue performance of corroded 7B04-T6 aluminium alloy. *Int. J. Fatigue*. Elsevier, 2019. Vol. 126. P. 210–220.

113. Emami Geiglou Z., Chakherlou T.N. Numerical and experimental investigation of the effect of the cold expansion process on the fatigue behavior of hybrid (bonded-bolted) double shear lap aluminum joints. *Int. J. Fatigue*. 2019. Vol. 126. P. 30–43.

114. Chakherlou T.N. et al. Effect of cold expansion on the fatigue life of Al 2024-T3 in double shear lap joints: Experimental and numerical investigations. *Mater. Des.* Elsevier, 2012. Vol. 33. P. 185–196.

115. Ramadhan R.S. et al. Mapping residual strain induced by cold working and by laser shock peening using neutron transmission spectroscopy. *Mater. Des.* 2018. Vol. 143. P. 56–64.

116. Seifi R. Total fatigue lives, crack growth paths and cycles in cold expanded adjacent holes. *Int. J. Fatigue*. 2018. Vol. 113. P. 69–77.

117. Pasta S. Residual Stresses Induced by Cold Expansion of Adjacent and Cut-Out Holes. *Exp. Mech.* 2013. Vol. 53. No. 5. P. 841–848.

118. Özdemir A.T., Edwards L. Relaxation of residual stresses at cold-worked fastener holes due to fatigue loading. *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* 1997. Vol. 20. No. 10. P. 1443–1451.

119. Chakherlou T.N., Alvandi-Tabrizi Y., Kiani A. On the fatigue behavior of cold expanded fastener holes subjected to bolt tightening. *Int. J. Fatigue.* 2011. Vol. 33. No. 6. P. 800–810.

120. Huang Y. et al. Effects of chamfering, cold expansion, bolt clamping, and their combinations on fatigue life of aluminum–lithium alloy single plate. *Adv. Mech. Eng.* 2018. Vol. 10. No. 1. DOI: 168781401775068.

121. Shahriary P., Chakherlou T.N. Investigating the effect of cold expansion on frictional force evolution during fretting fatigue tests of AL2024-T3 plates. *Int. J. Mech. Sci.* 2018. Vol. 135. P. 146–157.

122. Fu Y. et al. Cold expansion technology of connection holes in aircraft structures: A review and prospect. *Chinese J. Aeronaut.* 2015. Vol. 28. No. 4. P. 961–973.

123. Grebenikov A.G. et al. Experimental study of the effect of sequential use cold expansion and compression on fatigue life stringers in the zone of holes for overflowing fuel. *Public Inf. Comput. Integr. Technol.* 2009. Vol. 43. P. 54–64.

124. ДСТУ EN 10002-1:2006 Матеріали металеві. Випробування на розтяг. Частина 1. Метод випробування за кімнатної температури (EN 10002-1:2001, IDT). Поправка № 1. URL: http://online.budstandart.com/ua/catalog/doc-page.html?id_doc=76797 (accessed: 13.09.2020).

125. ГОСТ 1497-84. Металлы. Методы испытаний на растяжение. Москва: Стандартинформ, 2008. 22 с.

126. Yasnii P., Glado S. Influence of cold expansion of holes on crack initiation and growth in aluminum alloys. *Sci. J. TNTU.* 2014. Vol. 73. No. 1. P. 7–17. [In Ukrainian].

127. Ясній П.В., Пиндус Ю.І., Ясній О.П. Міцність і довговічність елементів конструкцій за змінної амплітуди навантаження. 2013. Р. 173. URL: <http://elartu.tntu.edu.ua/handle/123456789/5578> (accessed: 23.10.2020).

128. Bowie O.L. Analysis of an Infinite Plate Containing Radial Cracks Originating at the Boundary of an Internal Circular Hole. J. Math. Phys. Wiley, 1956. Vol. 35. No. 1–4. P. 60–71.

129. Newman J.C. An improved method of collocation for the stress analysis of cracked plates with various shaped boundaries. NASA Technal Note TND-6367. 1971. URL: https://books.google.com.ua/books/about/An_improved_method_of_collocation_for_th.html?id=gFpIHgppPRcC&redir_esc=y (accessed: 23.10.2020).

130. Karlsson A. Stress intensity factors for crack emanating at holes. SAAB-SCANIA AB Report FKVN RO-3267 and Linkoping Institute of Technology Report No 96. Lindkoping, 1977.

131. Karlsson A., K., Backlund J.. Summary of SIF Design Graphs for Cracks Emanating From Circular Holes. Int. J. Fract. 1978. Vol. 14. No. 6. P. 589–596.

132. Newman J.C., Raju I.S. Stress-intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies subjected to tension and bending loads. Hampton, 1984. 1–40 p.

133. Newman J.C. An empirical stress intensity factor equation for the surface crack. Eng. Fract. Mech. 1981. Vol. 15. P. 185–192.

134. Hall L.R., Shah R.C., Engstrom W.L. Fracture and fatigue crack growth behavior of surface flaw originating at fastener holes. Twchnical Report, AFFDL-TR-74-47. Ohio, 1974.

135. Smith S.H. Fatigue crack growth behavior of C-5A wing control points// Baltelle's Columbus Laboratories Technical Report ASD-TR-7418. 1974.

136. D. B. Applicability of fracture toughness data of surface flaws and to corner crack at hole// Nat. Aerospace Inst. Report TR 71033. Amsterdam, 1971.

137. Yasniy P., Pyndus Y., Yasniy O. Strength and durability of construction elements by variable amplitude loading. Ternopil: Ternopil Ivan Pul'uj National Technical Univesity, 2013. 173 p.

138. Solid 95. Stress (Mechanics). Deformation (Mechanics). URL: <https://www.scribd.com/document/259546376/Solid-95> (accessed: 12.10.2020).

139. Steinberg D.J., Cochran S.G., Guinan M.W. A constitutive model for metals applicable at high-strain rate. J. Appl. Phys. American Institute of PhysicsAIP, 1980. Vol. 51. No. 3. P. 1498–1504.

140. Steinberg D.J., Cochran S.G., Guinan M.W., J. 1980. Appl. Phys. 1980. Vol. 51.

141. Yasniy P., Glado S., Iasnii V. Lifetime of aircraft alloy plates with cold expanded holes. Int. J. Fatigue. 2017. Vol. 104. P. 112–119.

142. Yasniy P., Glado S. Influence of cold expansion of holes on crack initiation and growth in aluminum alloys (in ukrainian). Dig. TNTU. 2014. Vol. 73. No. 1. P. 7–17.

143. Ясній П., Гладь С., Гуцайлюк В. Мікромеханізми поширення втомних тріщин в алюмінієвому сплаві 2024–Т3. Машинознавство. 2010. № 7. С. 28–33.

144. Ясній П., Гладь С., Сорочак А. Дослідження мікромеханізмів руйнування алюмінієвого сплаву Д16ЧТ після поверхневого зміцнення. Машинознавство. 2013. № 3–4. С. 16–19.

145. Ясній П., Гладь С., Сорочак А. Дослідження мікромеханізмів руйнування алюмінієвого сплаву Д16ЧТ після поверхневого зміцнення. Машинознавство. 2013. № 3–4. С. 16–19.

146. Ясній П.В., Гладь С.В., Скочиляс В.В. Формування залишкових напружень у пластинах з функціональними отворами після дорнування. Фізико-хімічна механіка матеріалів. 2014. № 6. С. 95–98.

147. Ясній П., Гладь С., Сидор П. Дослідження НДС силових конструктивних елементів з функціональними отворами за одновісного циклічного розтягу. Вісник Тернопільського національного технічного університету. 2014. № 3. С. 7–14.

148. Yasniy P., Glado S., Iasnii V. Lifetime of aircraft alloy plates with cold expanded holes. Int. J. Fatigue. 2017. Vol. 104. November. P. 112–119.

149. Newman J., Raju I. Newman, JC Stress intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies. Fracture Mechanics, XIV Symposium, Vol.1, Theory and Analysis, ASTM STP 791, ed. Lewis J., Sines G. Philadelphia: American Society for Testing and Materials, 1983. P. 38–65.

150. Ibrahim F.K. The effects of stress ratio, compressive peak stress and maximum stress level on fatigue behaviour of 2024-T3 aluminium alloy. Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 1989. Vol. 12. No. 1. P. 1–8.

151. Yasniy P., Glado S., Iasnii V. Fatigue crack nucleation and propagation in aluminum alloy plates with cold expanded holes. Procedia Struct. Integr. 2016. Vol. 2. P. 3280–3287.

Ясній П.В., Гладько С.В., Ясній В.П., Семенець О.І.

ДОВГОВІЧНІСТЬ ЕЛЕМЕНТІВ КРИЛА ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА ІЗ ЗМІЦНЕНИМИ ФУНКЦІОНАЛЬНИМИ ОТВОРАМИ

Монографія

Д58 Довговічність елементів крила транспортного літака зі зміцненими функціональними отворами: монографія / Ясній П.В., Гладько С.В., Ясній В.П., Семенець О.І. – Тернопіль: Вид-во ТНТУ, 2020. – 126 с.

ISBN 978-966-305-110-9

Підписано до друку 22.10.2020. Формат 60×84, 1/16.
Папір офсетний. Гарнітура Times New Roman.
Умовно-друк. арк. 4,4. Наклад – 100 прим.

Редакційно-видавничий відділ
Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя
4600, м. Тернопіль вул. Руська, 56

